Em Órbita

Vol. 11 - N.º 109 – Abril de 2011
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 109 (Vol. 11) – Abril de 2011

Índice

Voo espacial tripulado – O regresso da Soyuz TMA-M	3
30º aniversário do primeiro voo de um vaivém espacial	10
Surveyor, alunagens suaves na superfície lunar	17
Um mensageiro em Mercúrio	34
Lançamentos orbitais em Março de 2011	43
Um voo sem glória	44
O segundo OTV	58
O voo do grifo	70
Quadro de lançamentos recentes	85
Outros objectos catalogados	85
Regressos / Reentradas	86
Lançamentos orbitais previstos para Maio e Junho de 2011	87
Próximos lançamentos tripulados	88
Futuras Expedições na ISS	91
Lançamentos Suborbitais	93
Cronologia Astronáutica (LXVI)	99
Estatísticas do Voo Espacial tripulado	101
Explicação dos termos técnicos	104

Próximo Em Órbita

Edição Dourada do 50º aniversário do voo de Yuri Gagarin

O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

http://twitter.com/zenite_nu

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu): Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rmcsbarbosa@gmail.com

Na Capa: O foguetão com o efémero satélite Glory aguarda a hora do lançamento desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.

Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em www.Animal.org.pt.

Seja parte da Mudança. Junte-se à ANIMAL!

Torne-se sócia/o da ANIMAL e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

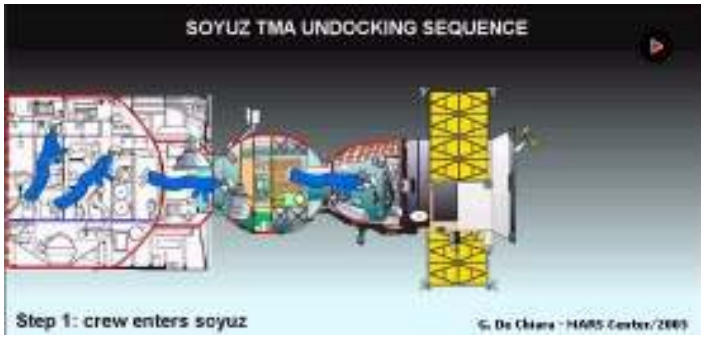
Junte-se ao Grupo de Activismo da ANIMAL. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal-subscribe@yahoogroups.com.

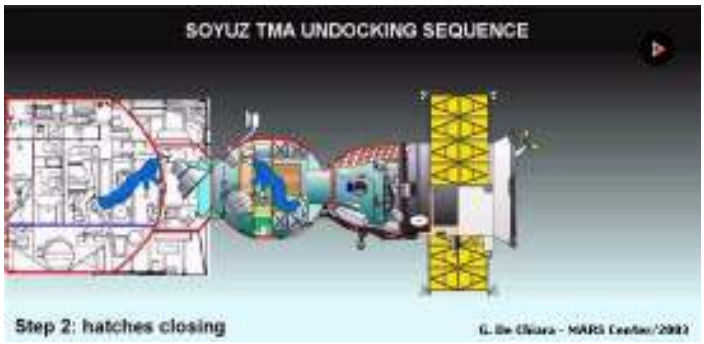
Para mais informações, por favor contacte a **ANIMAL** através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.

Voo espacial tripulado

O regresso da Soyuz TMA-M

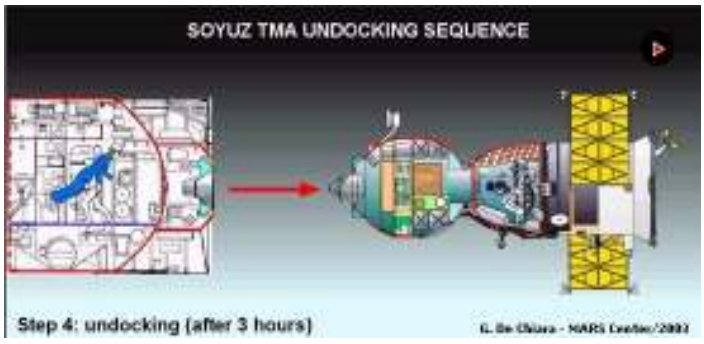
Tal como já havia acontecido em ocasiões anteriores, mais uma vez o regresso de uma cápsula Soyuz fica marcado por um pequeno incidente quando se detectou uma descida da pressão no interior do veículo.





Após ingressarem na Soyuz TMA-M os cosmonautas, em preparação para o regresso à Terra, envergaram o fato angi-G Kentavr por debaixo dos fatos espaciais pressurizados Sokol. O vestuário Kentvar é um fato de protecção que consiste de calções, polainas, cuecas, meias e um casaco, que agem como uma contra-medida para distúrbios circulatórios, previne a sobrecarga de um tripulante durante a descida e aumenta a tolerância ortostática durante a adaptação após o voo. Os tripulantes são também aconselhados a ingerirem fluidos com aditivos de electrólitos para preparar os seus corpos para os rigores do regresso. Estes fluidos são constituídos por três tabletes de cloreto de sódio ao pequeno-almoço e após o almoço, juntamente com 300 ml de fluído e duas pastilhas durante a refeição a bordo da Soyuz TMA antes da retro travagem.

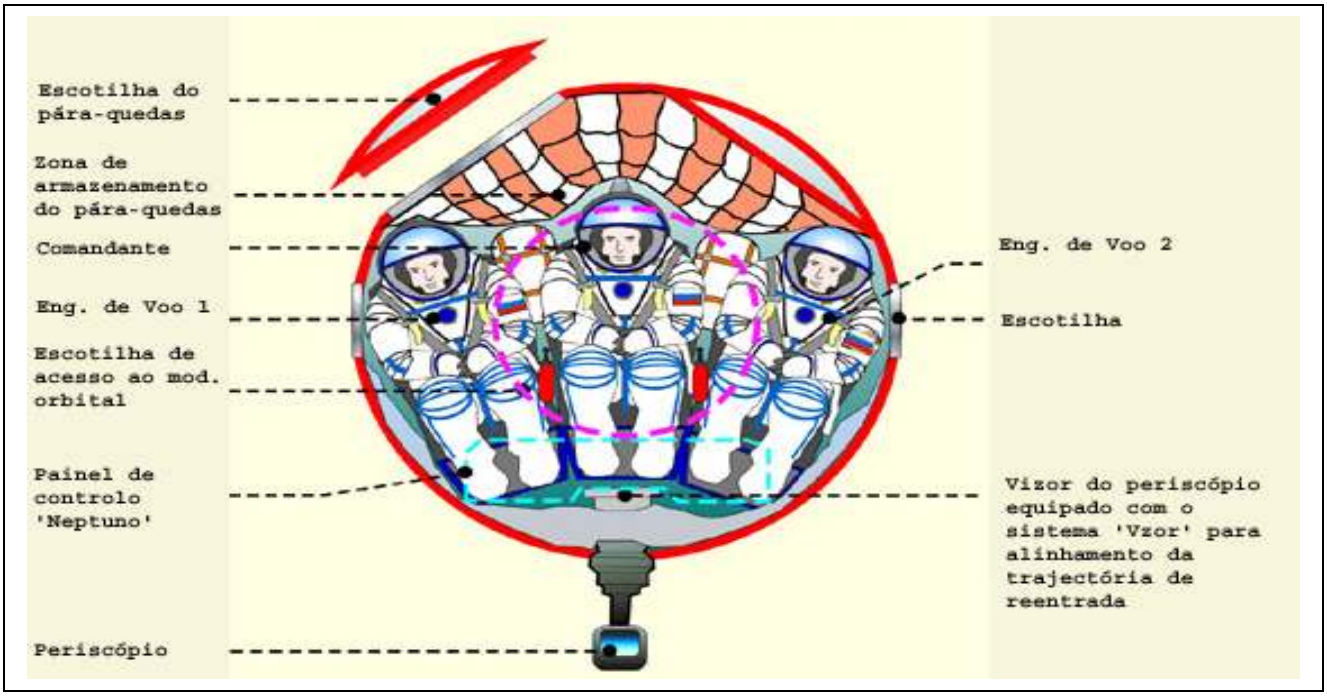
Os três tripulantes dedicaram especial atenção à colocação do cinto médico com sensores, assegurando-se de um bom contacto entre os sensores e o corpo. Durante os preparativos para o regresso, antes da reentrada atmosférica, os tripulantes sentam-se confortavelmente nos assentos Kazbek, apertam os cintos de segurança e asseguram-se de um contacto justo entre o corpo e os assentos.



O regresso à Terra das tripulações da Soyuz TMA ou Soyuz TMA-M inicia-se com a entrada dos cosmonautas na cápsula envergando os seus fatos de trabalho. De seguida procede-se ao encerramento das escotilhas de ambos os veículos e depois os cosmonautas no interior da Soyuz TMA envergam o conjunto anti-gravidade e os seus fatos espaciais pressurizados. Estando tudo a postos dá-se a separação entre os dois veículos.

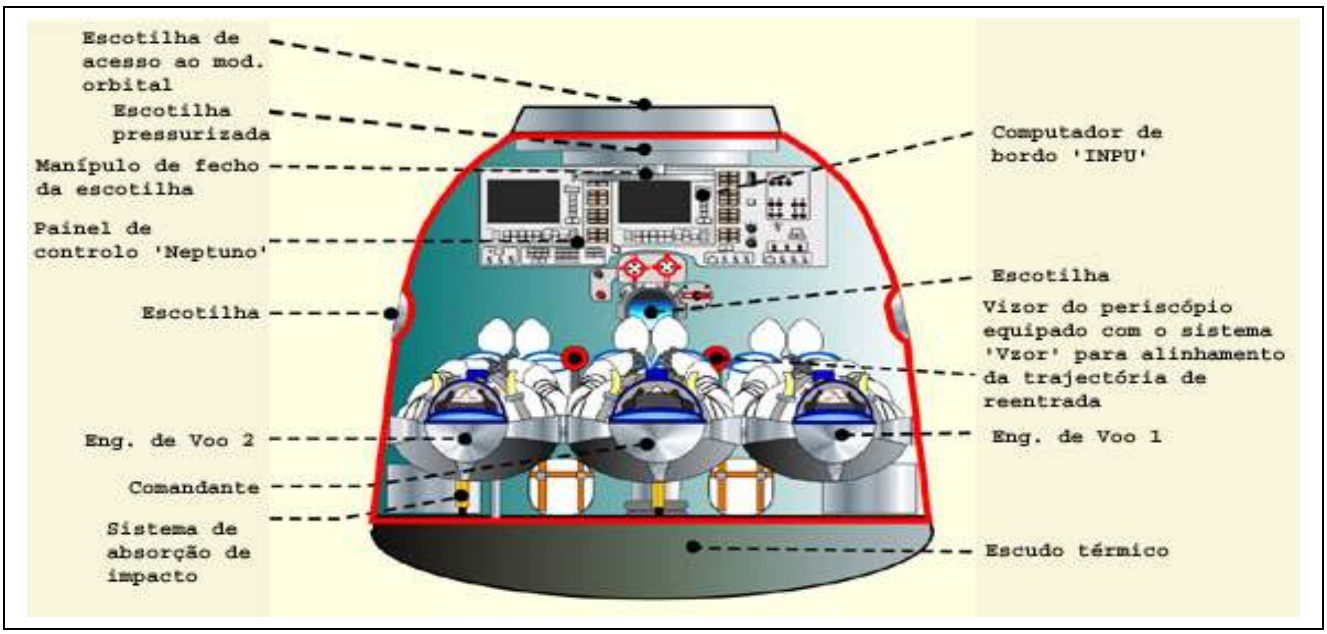
O veículo Soyuz TMA-M é composto por três módulos: o Módulo Orbital, o Módulo de Reentrada e o Módulo de Propulsão e Serviço.

- **Módulo Orbital (*Botivoi Otsek*)** – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,0 metros, diâmetro de 2,3 metros e um volume habitável de 5,0 m^3. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma delas colocada numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro-foguetões que iniciam o regresso à Terra.



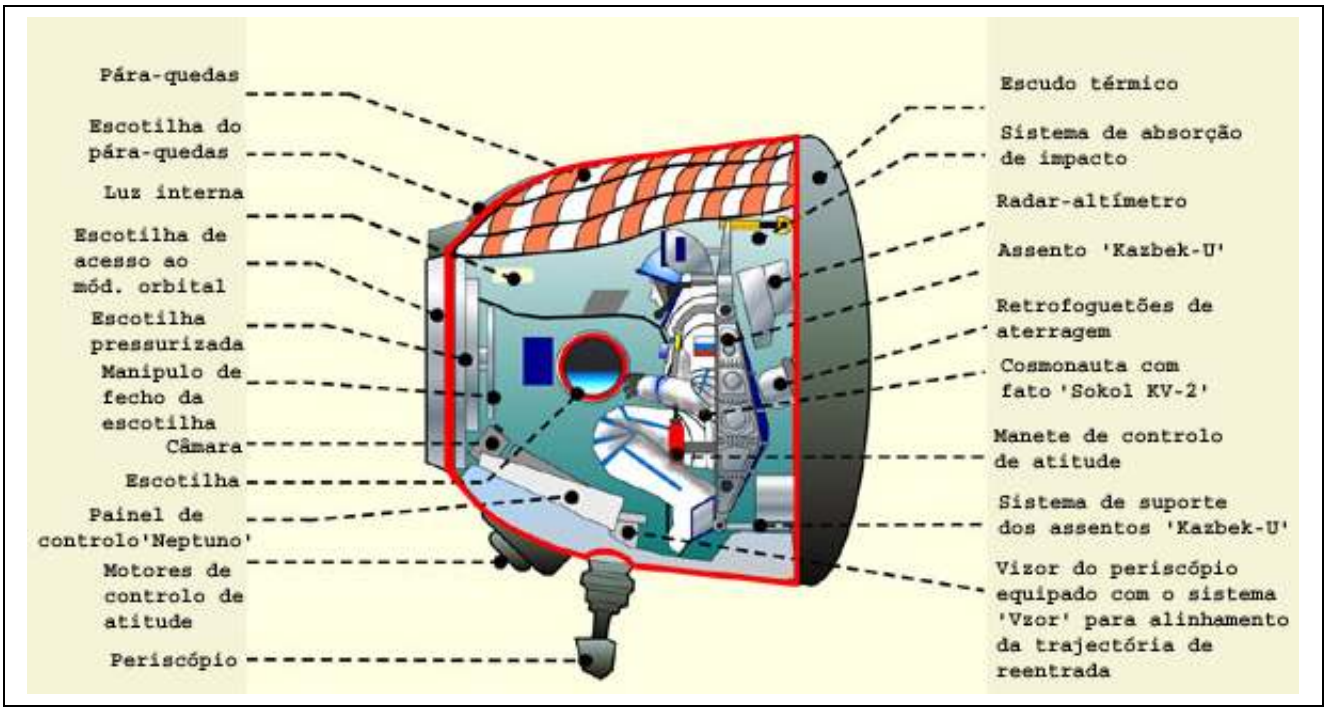
- **Módulo de Reentrada (*Spuskaemiy Apparat*)** – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,20 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 4,0 m^3. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas e sistema de comunicações. A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.

Durante o lançamento, acoplagem, separação, reentrada atmosférica e aterragem, o Comandante está sentado no assento central do módulo com os restantes dois tripulantes sentados a cada lado.



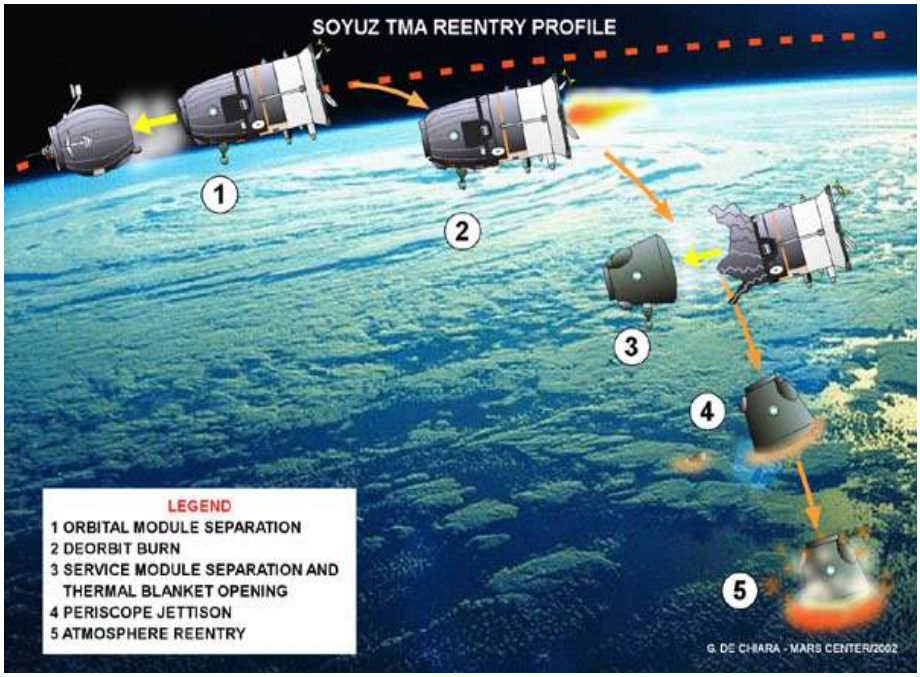
- **Módulo de Propulsão e Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek*)** – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam N_2O_4 e UDMH como

propolentes. O sistema de manobra orbital possui um I.E. de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 m^2.



Os três módulos separam-se de forma simultânea poucos segundos após a manobra de retro travagem que fará o veículo deixar a órbita terrestre e iniciar a reentrada. Esta separação dá-se a cerca de 140 km de altitude.

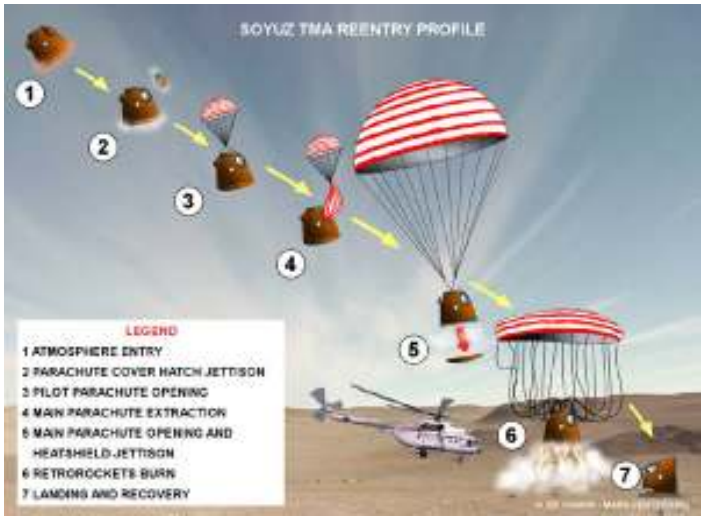
A separação entre a Soyuz TMA-M e o módulo Poisk teve lugar às 0427UTC. A velocidade de separação foi de cerca de 0,12 m/s. A manobra de separação teve lugar às 0429UTC com uma queima de 10 segundos pelo motor da Soyuz TMA-M a imprimir uma variação de velocidade de 0,35 m/s. O veículo estava estacionário em relação à ISS às 0431UTC. Pelas 0436UTC é executada uma nova manobra de separação com o motor da Soyuz TMA-M a ser accionado durante 20 segundos e a alterar a sua velocidade em 0,72 m/s.



A manobra de retrotravagem teve lugar entre as 0703:17UTC e as 0707:34UTC. Esta manobra originou uma variação de 115,2 m/s na velocidade da Soyuz TMA-M que iniciava assim a descida. A separação dos três módulos ocorreu às 0727:49UTC, com o módulo de propulsão e instrumentação a ser colocado numa ângulo de -78,5º em relação ao eixo de referência. Nesta posição, e caso este módulo não se tivesse separado do módulo de descida, o calor da reentrada iria derreter as ligações entre os dois módulos. A reentrada atmosférica iniciava-se às 0730:50UTC a uma altitude de 102,3 km e com uma velocidade de 170 m/s.

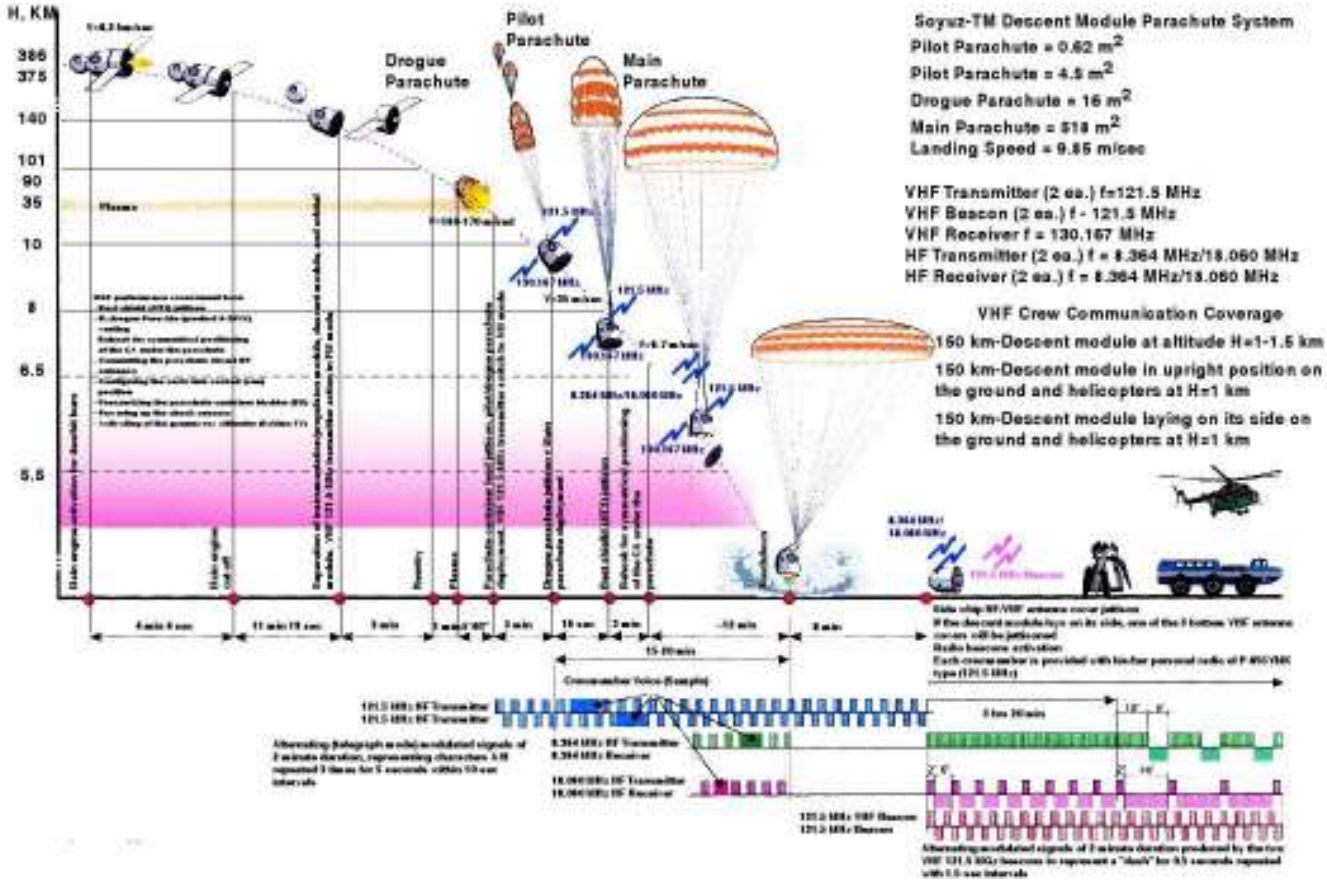
A fase de orientação iniciou-se a uma altitude de 80,5 km às 0732:35UTC. O primeiro sinal da reentrada atmosférica surge quando as partículas de poeira começam a assentar no módulo de descida. A partir desta altura os três elementos têm de prestar atenção pois as cargas gravíticas começam a aumentar rapidamente. A bordo a sensação da força gravítica no corpo vai-se instalando, tornando os corpos mais pesados e dificultando a respiração e a fala. Estas são sensações normais e os tripulantes são aconselhados a lidarem com elas calmamente. Muitos cosmonautas sentem a sensação de um alto na garganta, mas isto não é caso

para ficarem nervosos, pios esta é uma sensação frequente e não deve ser contrariada. A melhor solução é "tentar não engolir e falar nesta altura". Os tripulantes devem prestar atenção à função visual e, caso ocorra algum distúrbio, criar uma tensão adicional de pressão abdominal e nos músculos das pernas. Os três tripulantes sentiram os efeitos máximos da desaceleração a uma altitude de 33,7 km às 0737:27UTC.



A abertura dos pára-quedas é ordenada a uma altitude de 10,6 km (0739:23UTC). Dois pára-quedas piloto (de 0,62 m^2 e 4,5 m^2) extraem o pára-quedas de travagem com uma área de 16 m^2. Este pára-quedas reduz a velocidade de descida de 230 m/s para 80 m/s e auxilia na estabilização da cápsula ao original uma ligeira rotação da mesma. O pára-quedas de travagem acaba por se separar com a abertura do pára-quedas principal (518 m^2) que reduz a velocidade de descida para 7,2 m/s. Inicialmente, a Soyuz TMA-M encontrava-se suspensa com um ângulo de 30º em relação ao horizonte, colocando-se na vertical pouco antes da aterragem.

Durante as diferentes fases de abertura dos pára-quedas, os tripulantes sentem alguns «abanões» no interior do módulo de descida. Estes não devem estar preocupados, mas devem estar preparados para o facto de que aquando da abertura do pára-quedas principal na posição assimétrica, ocorrem movimentos de balanço e de rotação que podem original irritações vestibulares. É assim importante manter os sistemas de fixação bem apertados na pélvis e no arco peitoral. A irritação vestibular pode ocorrer em diferentes formas tais como vertigens, hiperidrose (transpiração anormalmente aumentada), ilusões posturais, desconforto geral e náusea. Para prevenir a irritação vestibular a tripulação deve limitar os movimentos da cabeça e dos olhos, bem como fixar a visão em objectos imóveis.



Mesmo antes da aterragem (que é suavizada pela ignição de seis motores sólidos que se encontram por detrás do escudo térmico entretanto descartado), a tripulação deve se preparar para o impacto com o solo. Os seus corpos devem estar fixos ao longo da superfície dos assentos personalizados. A velocidade de aterragem é de cerca de 9,9 m/s. A aterragem teve lugar às 0753:43UTC, 93 km a N de Arkalyk, Cazaquistão (51º 02' 54'' N – 67º 17' 36'' E).

A tripulação não se deve levantar de imediato após a aterragem. São assim aconselhados a permanecer no interior sentados nos assentos Kazbek durante alguns minutos e somente depois se devem levantar. Ao se levantarem, devem limitar os movimentos da cabeça e dos olhos para evitar assim movimentos excessivos, procedendo de forma calma e lenta. Os seus corpos não se devem adaptar à gravidade terrestre na posição vertical de forma muito rápida. Para tal são colocados em assentes reclináveis logo após serem removidos do interior do módulo de descida. Mais tarde são transportados para uma tenda médica ou de imediato para um helicóptero que os transportam para um local seguro.

Após a aterragem Alexander Kaleri, Oleg Skripochka e Scott Kelly foram transportados para Kustanai onde foram recebidos numa cerimónia protocolar. Posteriormente, Scott Kelly foi transportado para o Centro Espacial Johnson a bordo de avião Gulfstream-III da NASA, enquanto que os dois cosmonautas russos seguiram a bordo de um Tupolev Tu-154 para a Base Aérea de Chkalovsky que serve o Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin na Zvesdniy Gorodok (Cidade das Estrelas), perto de Moscovo.

A missão da Soyuz TMA-01M teve uma duração de 159 dias 8 horas 42 minutos e 48 segundos.

A Soyuz TMA-01M aterra nas estepes geladas do Cazaquistão a 16 de Março de 2011 onde já se encontravam os meios de socorro e resgate russos (Imagens: NASA).

A Soyuz TMA-01M com as visíveis marcas da reentrada atmosférica é rodeada pelos elementos das equipas de socorro e resgate russas que se apressam a retirar a sua tripulação do interior: Alexander Yuriyevich Kaleri (à esquerda), Oleg Ivanovich Skripochka (à direita) e Scott Joseph Kelly (página seguinte) já a bordo do helicóptero (Imagens NASA).

S. KELLY
С. КЕЛЛИ

30º aniversário do primeiro voo de um vaivém espacial

NASA
United States
USA

USA

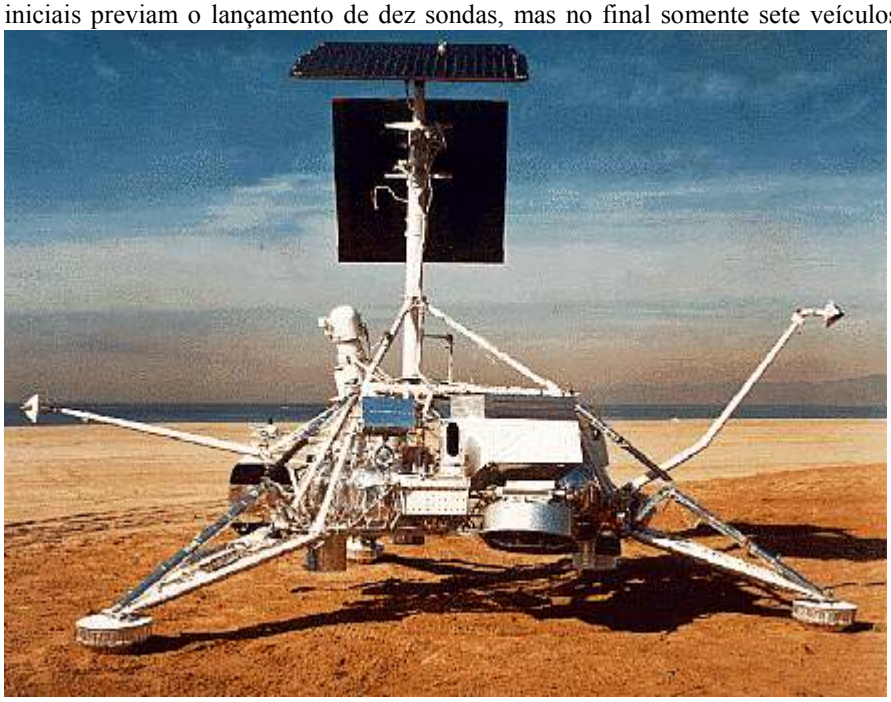
Challenger
NASA
United States

Discovery
United States

NASA
Atlantis

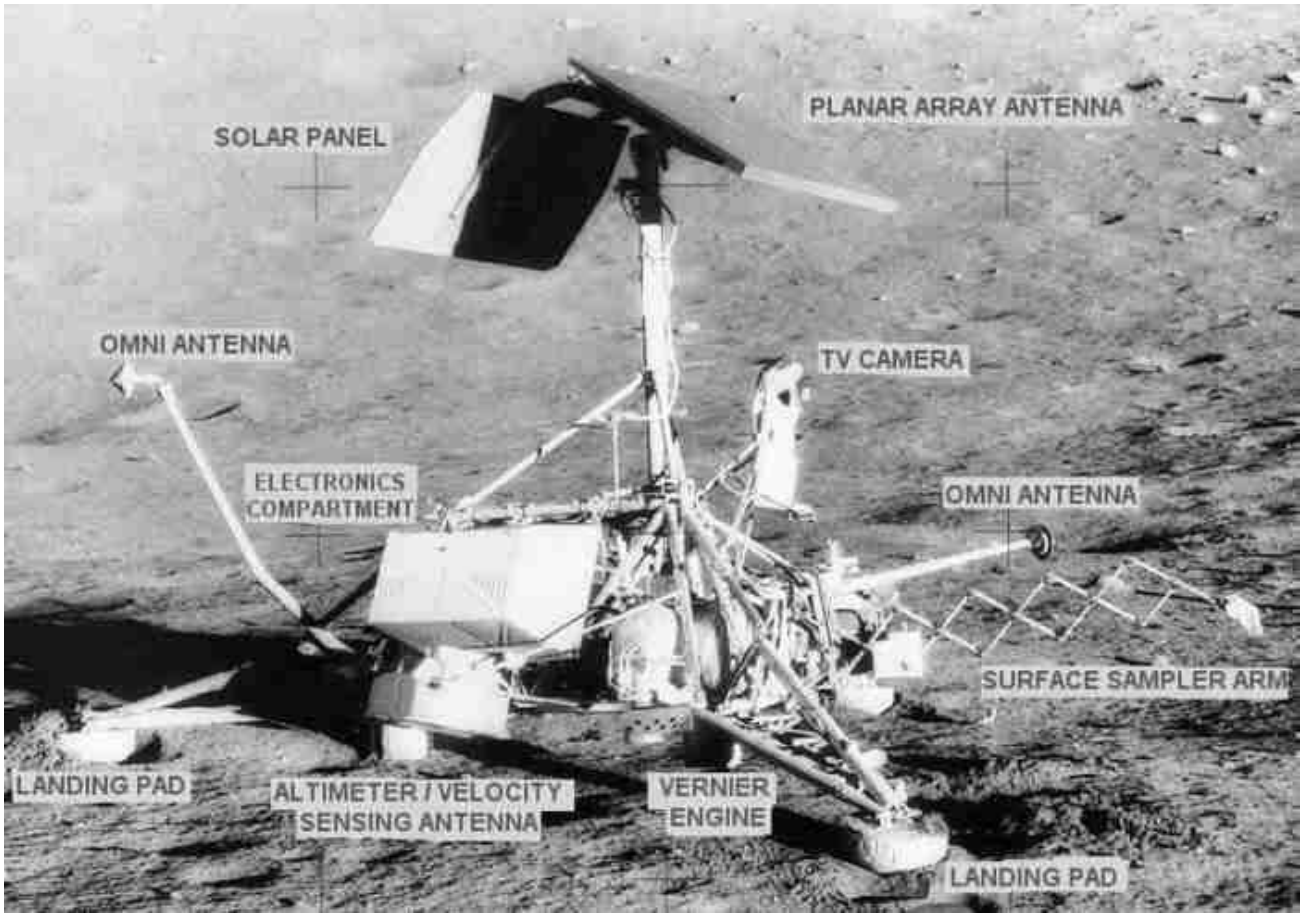
Surveyor, alunagens suaves na superfície lunar

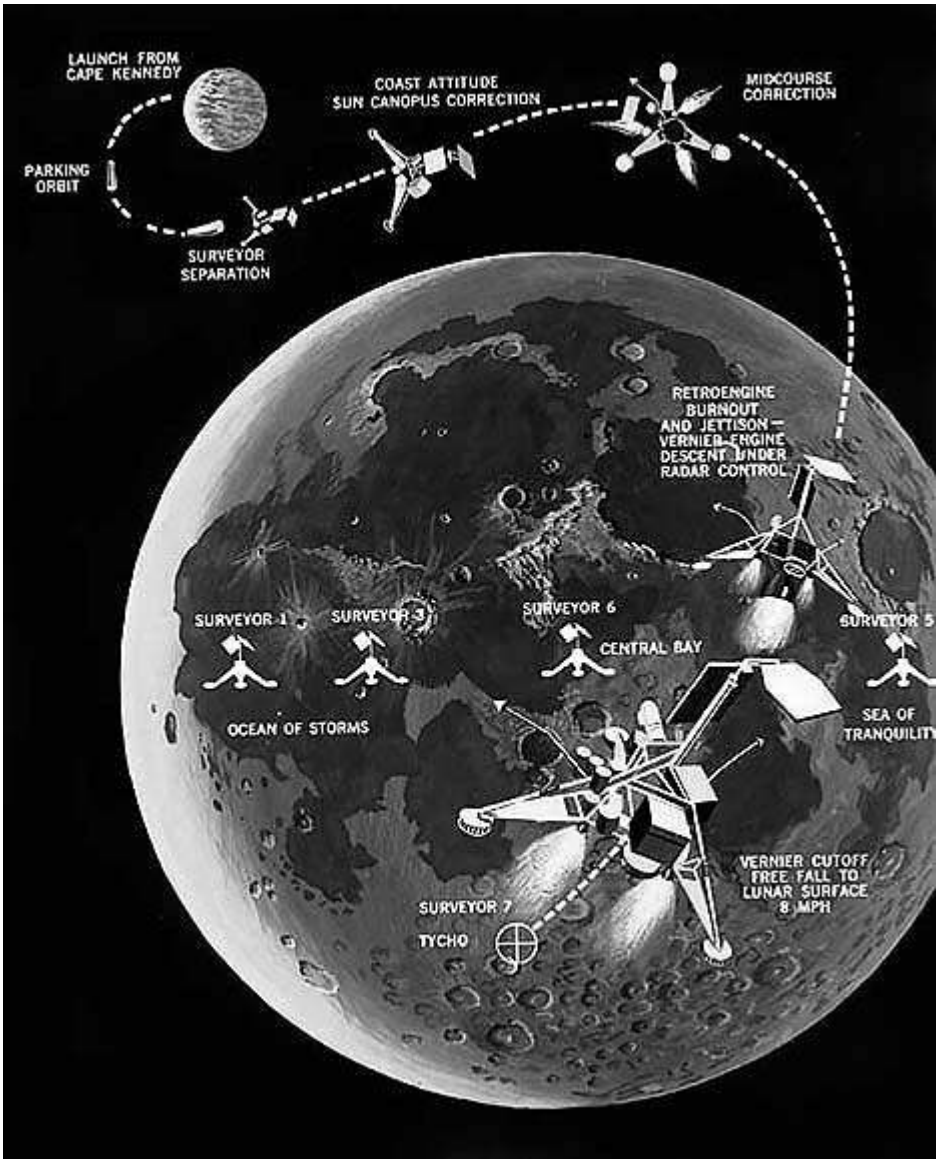
O programa lunar não tripulado Surveyor foi inicialmente elaborado pela NASA como sendo um programa de exploração orbital e de alunagens suaves do nosso satélite natural, sendo posteriormente redefinido como um programa de alunagens suaves. Os planos iniciais previam o lançamento de dez sondas, mas no final somente sete veículos foram lançados. Os objectivos passaram para a obtenção de dados de engenharia em vez de uma exploração científica da Lua.



Ao contrário do que aconteceu com as primeiras sondas soviéticas Luna, os Surveyor eram veículos que levavam a cabo verdadeiras alunagens suaves auxiliados por um motor de descida.

A estrutura básica das sondas Surveyor consistia num tripé de finas tubagens de alumínio e cintas de conexão que proporcionavam superfícies de montagem e pontos de fixação para os sistemas de fornecimento de energia, comunicações, propulsão, controlo e carga. Um mastro central prolongava-se a cerca de um metro acima do vértice do tripé. Três suportes mecânicos rotativos estavam ligados aos cantos inferiores da estrutura. Os suportes possuíam sistemas de absorção de impacto, blocos de alumínio em forma de favos de colmeia deformáveis, e o mecanismo de abertura, terminando em sapatas com fundos deformáveis. Os três suportes estendiam-se a 4,3 metros do centro do veículo que tinha uma altura de cerca de 3,0 metros. Os suportes de descida eram amovíveis para poderem caber no interior da carenagem de protecção do foguetão lançador.





Um painel solar de 0,855 m2 com 792 células solares encontrava-se montado no topo do mastro central e era capaz de gerar até 85 W de energia que era armazenada em baterias recarregáveis de prata – zinco. As comunicações eram levadas a cabo através de uma antena de alto ganho móvel colocada perto do topo do mastro central para transmitir imagens de televisão, duas antenas omnidireccionais cónicas colocadas nas extremidades de mastros desdobráveis para transmissão e recepção de sinais, dois receptores e dois transmissores. O controlo térmico da sonda era possível através de uma combinação de tinta branca, terminações térmicas de emitância infravermelha e uma superfície inferior polida. Dois compartimentos termicamente controlados, equipados com cobertores super-isolantes, caminhos de condução de calor, interruptores térmicos, e pequenos aquecedores eléctricos, estavam colocados na estrutura das sondas. Um compartimento cuja temperatura variava entre os 5ºC e os 50ºC, albergava os sistemas electrónicos de fornecimento de energia e de comunicações, enquanto que outro compartimento, com temperaturas entre os -20ºC e os 50ºC, albergava os componentes dos sistemas de comando e de processamento de sinais. A câmara de observação de TV estava colocada perto do topo do tripé. Pela estrutura da sonda estavam espalhados sensores de força, sensores de temperatura e outros sensores para a obtenção de dados de engenharia. Alvos fotométricos estavam colocados perto da extremidade de um suporte de aterragem e um outro num curto mastro que se estendia da parte inferior da estrutura da sonda. Outros conjuntos de cargas, que variavam de missão para missão, estavam montados em várias partes da estrutura dependendo da sua função.

Os dados de atitude eram conseguidos através de um sensor solar, um sensor da estrela Canopus e giroscópios. A propulsão e o controlo de atitude eram levados a cabo através de motores de gás frio (azoto) durante a fase de viagem até à Lua, três motores vernier de força variável durante as fases propulsionadas, incluindo a descida, e o motor de propolente sólido de retro travagem durante a descida final. O retro motor era composto por um invólucro de aço colocado na zona central inferior do veículo. Os motores vernier consumiam MMH e MON-10[1]. Cada câmara de combustão podia produzir de 130 N a 460 N de força e cada motor podia ser orientado para controlo de rotação. O combustível estava armazenado em tanques esféricos montados na estrutura do tripé. Para a sequência de alunagem, um radar de marcação de altitude iniciava a ignição do retro motor principal para a travagem principal. Após o fim da ignição, o retro motor e o radar eram ejectados e eram activados os altímetros de doppler e de radar que forneciam informações ao computador de bordo que controlava o sistema de propulsão vernier até à descida na superfície lunar.

Para além de pretender aumentar o conhecimento científico sobre o nosso satélite natural, as sondas Surveyor tinham também como objectivo o desenvolvimento e a validação das tecnologias necessárias para a realização de alunagens suaves e o fornecimento de dados sobre a compatibilidade dos desenhos elaborados para o Programa Apollo com as condições encontradas na superfície lunar.

Os preparativos para o lançamento da primeira sonda do programa Surveyor levaram ao lançamento de vários modelos de engenharia. A primeira tentativa para lançar um destes modelos terminou com a destruição do foguetão lançador Atlas Centaur-D (AC-5) que transportava o modelo Surveyor SD-1. O lançamento teve lugar às 1325UTC do dia 2 de Março de 1965 a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS. Devido a um erro de software, o sistema de alimentação de oxidante de um dos motores foi desligado fazendo com que o lançador caísse na plataforma de lançamento poucos segundos após a ignição.

[1] O oxidante MON-10 era composto por 90% de N_2O_2 e 10% de NO.

Uma segunda tentativa teve mais sucesso às 1431UTC do dia 11 de Agosto quando um foguetão Atlas Centaur-D (AC-6) lançado a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS colocou em órbita o modelo Surveyor SD-2 (01503 1965-064A). Um novo modelo foi lançado às 0100:00UTC do dia 8 de Abril de 1966. O lançamento foi levado a cabo por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-8) a partir do Complexo de Lançamento LC-39B do Cabo Canaveral AFS. O modelo Surveyor SD-3 (02139 1966-030A) serviu para a obtenção de dados sobre o ambiente de voo durante o lançamento. Acabou por reentrar na atmosfera terrestre a 2 de Maio, após 24 dias em órbita. Um quarto modelo Surveyor SD-4 (02512 1966-095A) seria lançado às 1112UTC do dia 26 de Outubro de 1966 por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-9) a partir do Complexo de Lançamento LC-39B do Cabo Canaveral AFS. O Surveyor SD-4 reentraria na atmosfera terrestre a 6 de Novembro.

Surveyor-1

Lançada às 1441:00,990UTC do dia 30 de Maio de 1966 por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-10 Atlas-D n.º 290) a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS (imagem na página seguinte), a Surveyor-1 (02185 1966-045A) alunou suavemente na superfície lunar às 0617:36UTC do dia 2 de Junho após um voo de 63 horas e 36 minutos. O seu local de descida encontrava-se na região Sudoeste do Oceano das Tempestades a 2º 27' S – 43º 13' O, a apenas 14 km do local previsto de descida.

A sombra da Surveyor-1 projectada na superfície lunar. Estas sondas foram os primeiros veículos norte-americanos a transmitir imagens desde a superfície lunar. Imagem: NASA

No lançamento a Surveyor-1 tinha uma massa de 95,2 kg, tendo uma massa de 294,3 kg na alunagem.

Para a missão da Surveyor-1 os seus principais objectivos eram a demonstração da capacidade destes veículos levarem a cabo com sucesso as correcções de trajectória necessárias para atingir a vizinhança lunar bem como a execução das manobras terminais para a alunagem, demonstrar a capacidade do sistema de comunicações das sondas e da rede *Deep Space Network* (DSN) manterem comunicações durante o voo e após a alunagem, e demonstrar a capacidade do foguetão lançador para injectar as sondas numa trajectória de intercepção lunar. Outros objectivos passavam pela obtenção de dados de engenharia sobre os subsistemas da sonda que seriam utilizados durante o voo para a Lua e durante as fases de descida e após a alunagem, além da obtenção de imagens de um dos sistemas de suporte na superfície lunar, do material da superfície nas imediações da sonda e imagens da topografia lunar. Pretendia-se também obter dados sobre a reflectividade dos sinais de radar, da física da superfície e das temperaturas na sonda.

Lançamento da Surveyor-1 a 30 de Maio de 1966. Imagem: NASA

Após ter sido colocada numa trajectória de impacto com a Lua, Surveyor-1 executou uma manobra de correcção às 0645UTC do dia 31 de Maio. Chegada à vizinhança da Lua, e a uma altitude de 75,3 km (viajando a 2.612 m/s), o retro motor entrou em funcionamento durante 40 segundos, sendo ejectado depois a uma altitude de cerca de 11 km tendo travado a sonda até aos 110 m/s. A descida continuou com o auxílio dos motores vernier controlados pelos altímetros de radares e de medição doppler. Os motores foram desactivados a uma altitude de 3,4 m da superfície e a sonda caiu livremente a partir daqui com a alunagem a ocorrer a uma velocidade de 3 m/s.

Logo após a alunagem a Surveyor-1 levou a cabo testes de engenharia nos seus sistemas e posteriormente enviou as suas primeiras imagens da superfície lunar para a Terra. As imagens mostravam que a sonda havia alunado numa cratera com 100 km de diâmetro que continha pedregulhos com mais de um metro de comprimento espalhados pela sua superfície. As fotografias também mostravam os picos de montanhas baixas no horizonte lunar. A Surveyor-1 transmitiu 10.338 até ao anoitecer do dia 14 de Junho, chegando a um total de 11.350 imagens ao longo de duas sessões de comunicações até 6 de Julho.

A missão primária da Surveyor-1 foi finalizada a 13 de Julho após uma baixa inesperada na voltagem da bateria logo após o pôr-do-sol, mas a NASA manteve o contacto com a sonda lunar até 7 de Janeiro de 1967.

A Surveyor-1 constituiu um inegável sucesso no âmbito dos primeiros programas de exploração planetária e lunar, abrindo caminho para o lançamento de outras sondas no programa.

Surveyor-2

No entanto, e apesar de um começo promissor, o Programa Surveyor brevemente estaria perante o seu primeiro fracasso. A Surveyor-2 (02425 1966-084A) foi lançada às 1232UTC do dia 20 de Setembro por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-7 Atlas-D n.º 194) a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS (imagem ao lado). Semelhante à sua antecessora e com uma massa de 995,2 kg no lançamento, a Surveyor-2 tinha como objectivo executar uma alunagem suave na região de Sinus Medii, porém durante a viagem para a Lua, às 0500UTC do dia 21 de Setembro, um dos seus três motores de manobra sofreu uma avaria não entrando em ignição para uma manobra de correcção de trajectória de 9,8 segundos. Em resultado do diferencial de forças criado, a Surveyor-2 foi colocada numa rotação incontrolável.

Os controladores na Terra tentaram enviar comandos por 39 vezes para tentar fazer com que o motor de manobra entrasse em funcionamento, mas este não obedeceu. A Surveyor-2 dirigia-se assim para a Lua sem controlo e a 30 segundos da manobra de retrotravagem, às 0934UTC do dia 22 de Setembro, foram perdidas todas as comunicações. A Surveyor-2 acabaria por se despenhar na superfície lunar a Sudeste da cratera Copérnico num ponto localizado a 5º 30’ N – 12º 00’ O, às 0318UTC do dia 23 de Setembro com uma velocidade de cerca de 2,6 km/s.

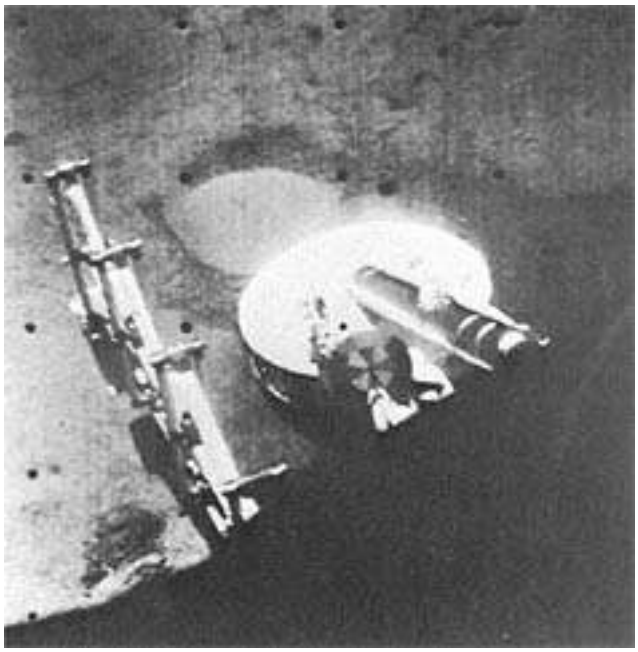
Surveyor-3

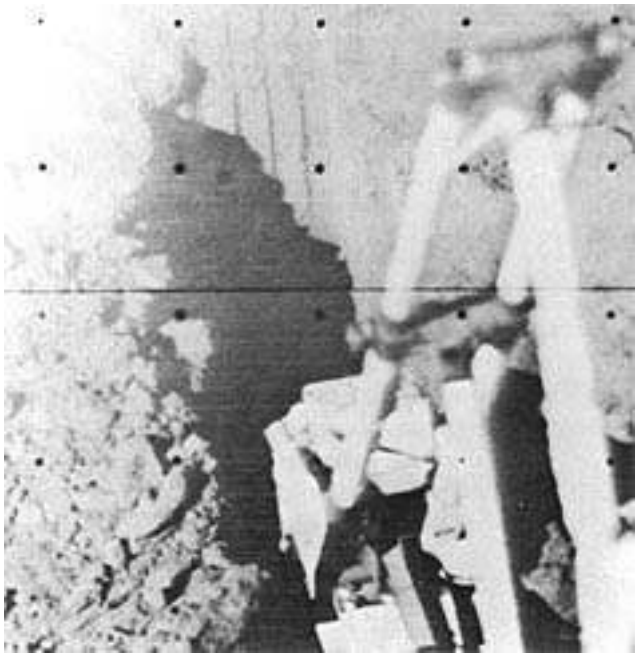
A Surveyor-3 (02756 1967-035A) foi a segunda sonda do programa a conseguir uma alunagem suave na Lua. O seu lançamento teve lugar às 0705:01UTC do dia 17 de Abril de 1967 e foi levado a cabo por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-12) a partir a partir do Complexo de Lançamento LC-39B do Cabo Canaveral AFS (imagem na página seguinte). Após a separação do estágio Centaur, este iniciou uma queima que teve uma duração de cerca de 5 minutos colocando a Surveyor-3 numa órbita circular a 167 km de altitude. Uma segunda queima do Centaur 22 minutos e 9 segundos mais tarde, injectou a sonda numa trajectória em direcção à Lua. Pelas 0559UTC do dia 18 de Abril foi levada a cabo uma correcção de trajectória que colocou a sonda na direcção ideal para a alunagem.

Às 0001:06UTC do dia 20 de Abril, a uma altitude de 76 km e viajando a uma velocidade de 2,63 km/s, os motores de retro travagem foram accionados a partir de um sinal enviado pelo radar de altitude, abrandando a sonda para uma velocidade de 137 m/s. Após a ejecção do motor, a descida continuou controlada pelos motores vernier e pelos radares doppler e altímetro.

Alguns segundos antes da alunagem os radares perderam o sinal da superfície aparentemente devido à reflexão de alta cintilação a partir do local de descida. O sistema de orientação mudou de forma automática para um modo controlado de forma inercial que impediu a desactivação dos motores vernier. A alunagem acabou por ocorrer três vezes devido ao facto de os motores vernier continuarem a funcionar durante as duas primeiras descidas levando a que a sonda levantasse da superfície. A distância entre o primeiro e o segundo local de alunagem foi de cerca de 20 metros e de 11 metros entre o segundo e o terceiro local de descida.

Lançamento da Surveyor-3 a 17 de Abril de 1967. Imagem: NASA



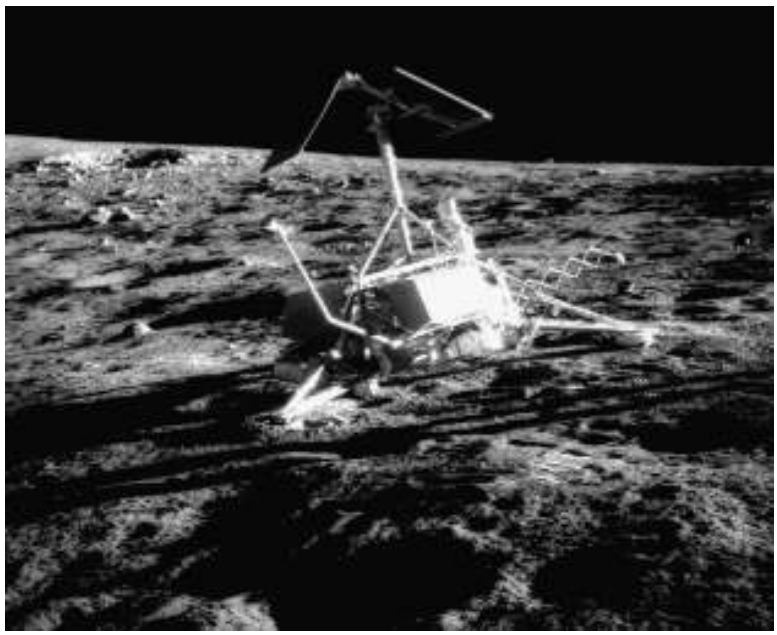


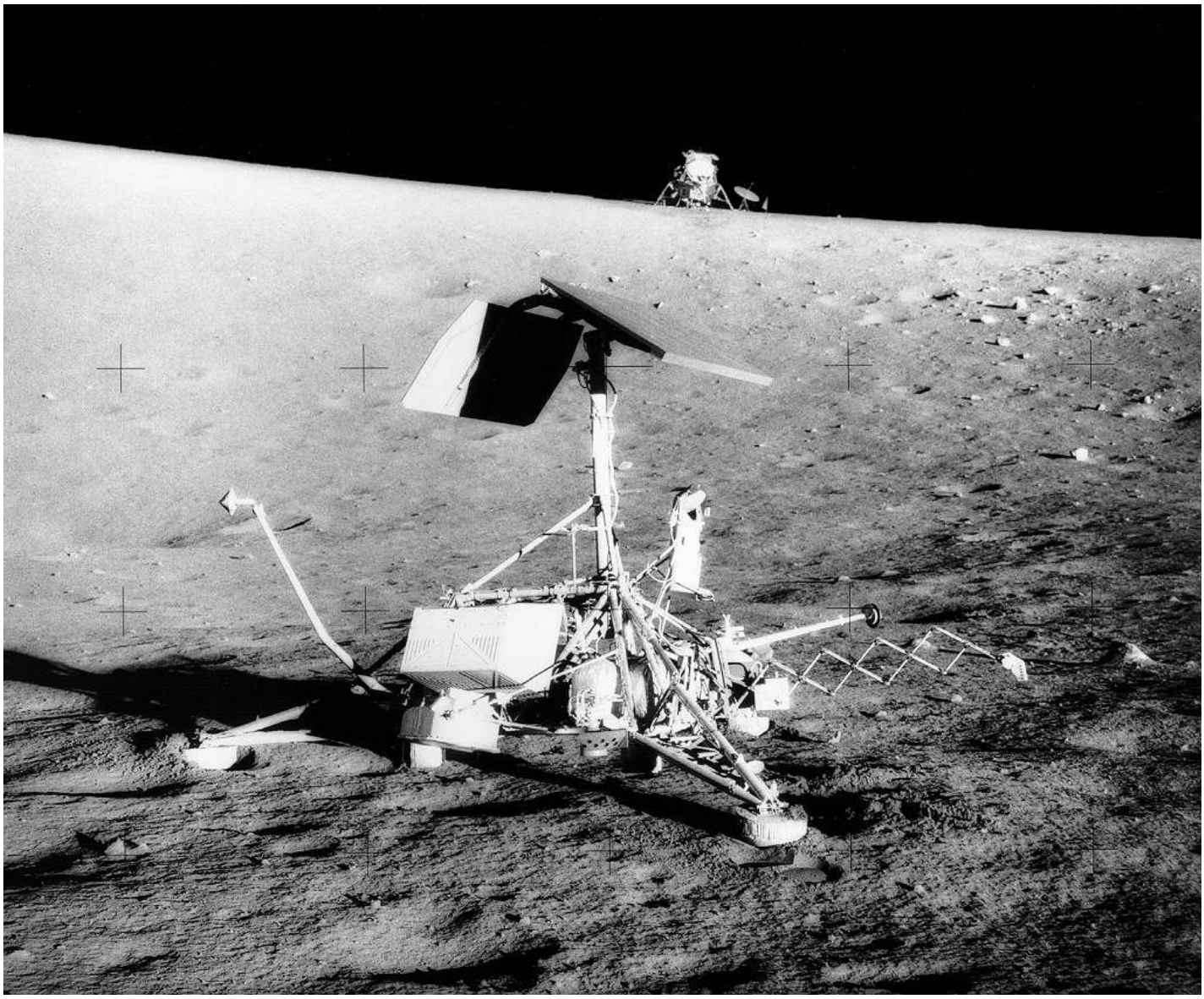
Os motores foram desactivados 34 segundos após a alunagem inicial devido a um comando de desactivação enviado desde a Terra. A alunagem inicial ocorreu às 0004:17UTC e a final às 0004:53UTC a 20 de Abril. O ponto de alunagem encontrava-se a 3,015 S – 336,582 E. Após a alunagem final a Surveyor-3 deslizou cerca de 0,3 metros, parando num plano inclinado a 14º no interior de uma cratera de 200 metros na zona Sudeste do Oceano das Tempestades (Oceano Procellarum) a cerca de 370 km a Sul da cratera Copérnico.

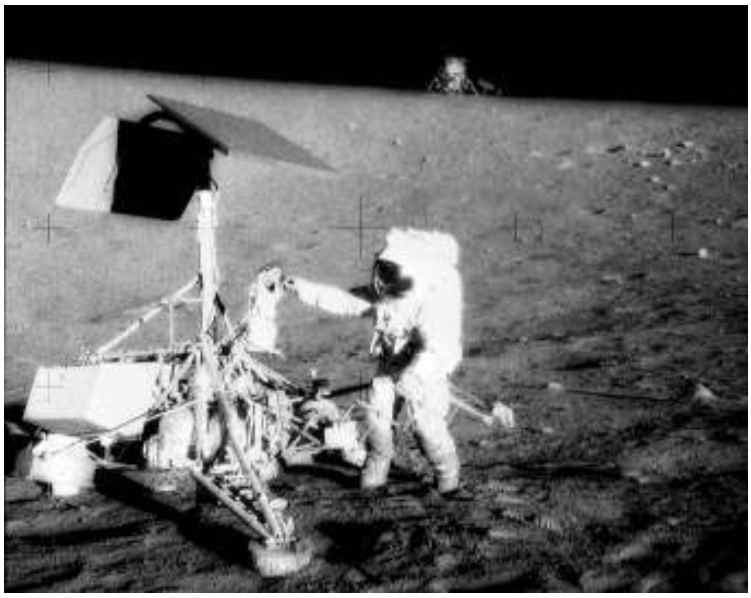
As fotografias iniciais foram recebidas uma hora após a alunagem e o sistema de amostras do solo foi activados a 22 de Abril. A Surveyor-3 operou ao longo do dia lunar até depois do pôr-do-sol local a 3 de Maio. O sistema de amostras lunares foi operado durante um total de 18 horas e 22 minutos, escavando pequenas trincheiras com uma profundidade de 18 cem. A Câmara de televisão enviou 6.326 imagens. Um grande volume de novos dados sobre a força, textura e estrutura do material lunar foi transmitido pela sonda. Foram também registadas imagens de um eclipse do Sol pela Terra, bem como as medições térmicas relacionadas com este evento.

As últimas informações foram transmitidas a 0004UTC do dia 4 de Maio. A Surveyor-3 não se reactivou após a noite lunar de duas semanas. O excesso de luminosidade em algumas imagens foi atribuído a poeira ou a efeitos de erosão no espelho devido à prolongada operação dos motores durante a alunagem. No entanto, todos os objectivos da missão foram atingidos.

A 19 de Novembro de 1969 o módulo lunar da Apollo-12 alunou a cerca de 180 metros da Surveyor-3. Os astronautas Charles Conrad e Alan Bean visitaram o veículo e durante a segunda actividade extraveícular lunar a 20 de Novembro, examinaram a sonda e as suas imediações, obtendo fotografias e removendo cerca de 10 kg de partes e instrumentos, incluindo a câmara de TV, que mais tarde seriam examinados na Terra.







A Surveyor-4 antes do seu lançamento a 14 de Julho de 1967. Imagem: NASA

Surveyor-4

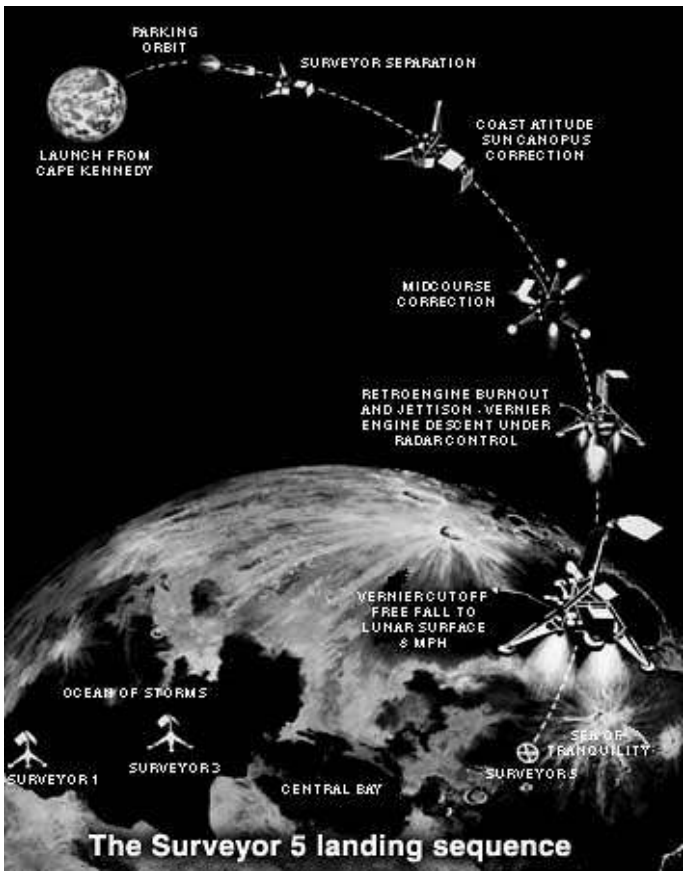
A quarta sonda do Programa Surveyor foi lançada às 1153:29,215UTC do dia 14 de Julho de 1967 por um foguetão Atlas Centaur-D (AC-11) a partir a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS (imagem na página anterior). A bordo da Surveyor-4 (02875 1967-068A) seguia uma câmara de TV com espelhos auxiliares, um dispositivo de recolha e análise do solo lunar, sensores de tensão nos suportes mecânicos da sonda e outros sensores de engenharia.

Após um voo sem problemas até à vizinhança da Lua, às 0203UTC do dia 17 de Julho cessaram os sinais de rádio provenientes da sonda durante a fase de descida final, a cerca de 2 minutos e 30 segundos da alunagem. O contacto com a Surveyor-4 nunca foi restabelecido e a missão não foi bem sucedida.

A Surveyor-4 deveria ter alunado a 0,4 N – 1,33 O, mas o seu local de impacto não é conhecido, sendo possível que a sonda tenha explodido antes do impacto na superfície.

Surveyor-5

A Surveyor-5 (02937 1967-084A) foi lançada às 0757:01UTC do dia 8 de Setembro de 1967 por um foguetão SLV-3C Centaur (AC-13 Centaur D-1A 5901C) a partir a partir do Complexo de Lançamento LC-39B do Cabo Canaveral AFS (imagem ao lado). O estágio Centaur D-1A (5901C) colocou a sonda numa órbita inicial, mas pouco depois injectou a Surveyor-5 numa trajectória translunar. Na viagem até à Lua foi executada uma correcção de trajectória às 0145UTC do dia 9 de Setembro que envolveu a activação dos motores vernier durante 14,29 segundos. Imediatamente após a manobra, a Surveyor-5 começou a perder pressão nos tanques de hélio. Posteriormente concluiu-se que a válvula de controlo de hélio não havia vedado como previsto com o gás a ser libertado para os tanques de propolente levando a um excesso de pressão e à abertura de uma válvula de emergência, descartando o hélio.



Devido a esta situação a NASA decidiu adoptar um novo plano de alunagem utilizando ignições antecipadas dos motores vernier utilizando ainda o hélio existente para diminuir a velocidade da sonda, reduzir a sua massa, e deixar um maior volume nos tanques de propolente para o hélio. A queima do motor principal de retro travagem foi adiada até uma altitude de 1,3 km sobre a superfície lunar a uma velocidade de 30 m/s em vez dos planeados 10,7 km e velocidade de 150 m/s.

O novo perfil de descida resultou na perfeição e a Surveyor-5 alunou suavemente às 0046:44UTC do dia 11 de Setembro num ponto situado a 1,461 N – 23,195 E numa colina com uma inclinação de 20º numa cratera sem bordo de 9 metros de largura por 12 metros de comprimento situada na área Sudoeste do Mar da Tranquilidade. A alunagem deu-se a 29 km do local originalmente previsto.

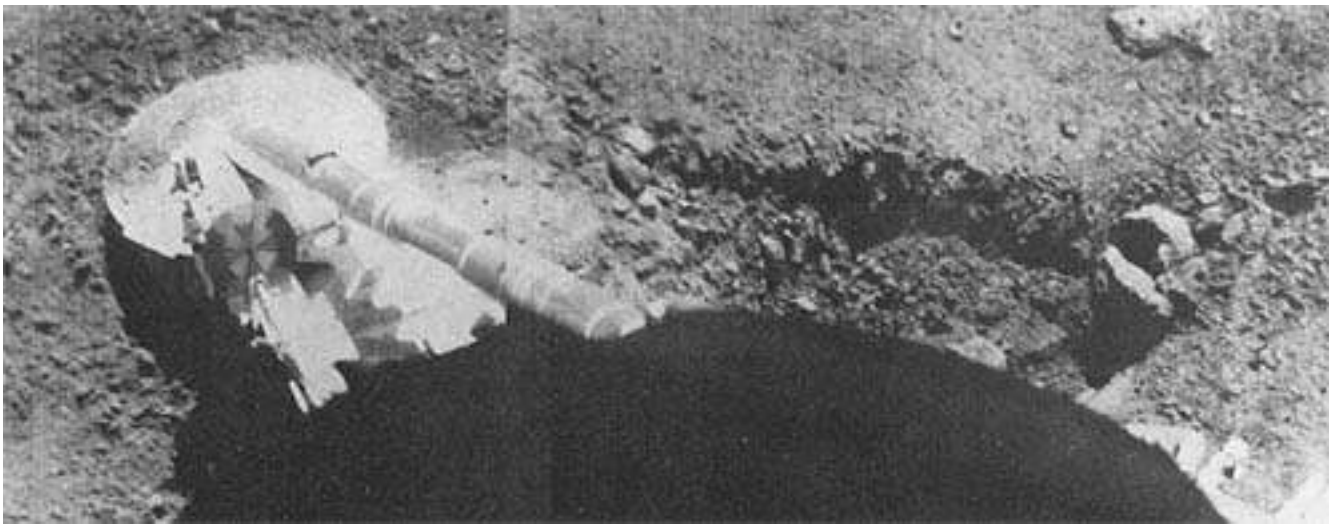
Todas as experiências da Surveyor-5 foram levadas a cabo com sucesso com a sonda a enviar 18.006 imagens de televisão

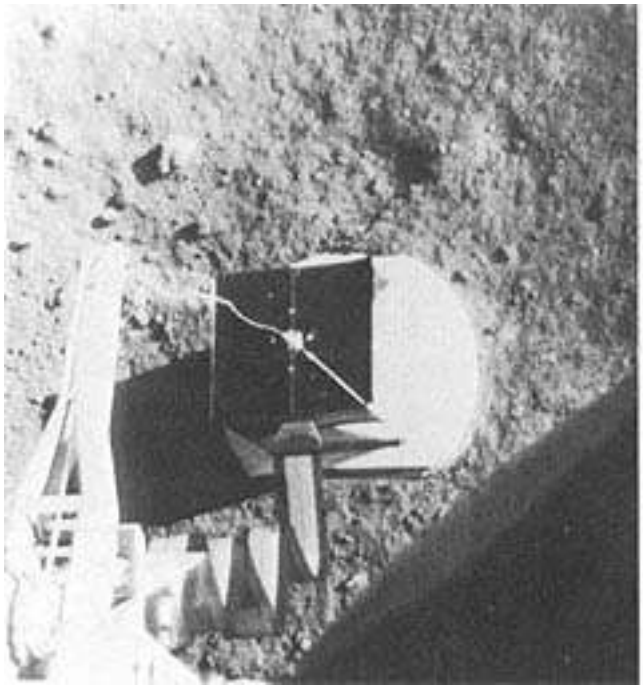
durante o seu primeiro dia lunar. O instrumento de dispersão alfa foi colocado em posição operacional e levou a primeira análise *in-situ* de um corpo extraterrestre, enviando 83 horas de dados sobre a composição do solo lunar durante o primeiro dia lunar. A 13 de Setembro foi levada a cabo uma experiência relacionada com a erosão de um motor vernier, cerca de 53 horas após o lançamento. A experiência consistiu de uma queima do motor durante 0,55 segundos enquanto que a sonda permanecia no solo para assim se examinar os efeitos dos motores na superfície.

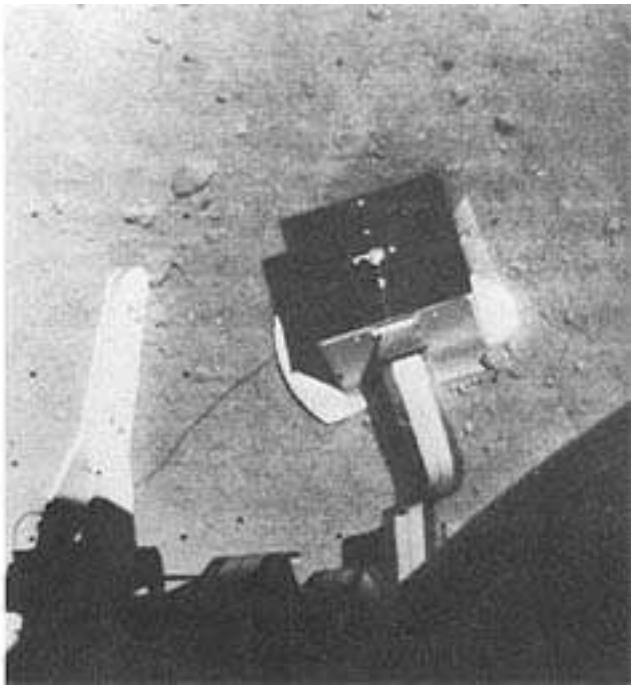
A Surveyor-5 foi desactivada entre 24 de Setembro e 15 de Outubro durante a sua primeira noite lunar. A sonda enviou mais 1.048 imagens e 22 horas de dados de dispersão alfa durante o segundo dia lunar. A 18 de Outubro a Surveyor-5 obteve dados térmicos durante um eclipse total do Sol.

As transmissões do segundo dia foram recebidas até 1 de Novembro quando a sonda foi desactivada para a segunda noite lunar cerca de 200 horas após o pôr-do-sol. As transmissões foram retomadas às 0430UTC do dia 14 de Dezembro. A sonda transmitiu imagens durante o primeiro, segundo e quarto dias lunares, num total de 19.118 imagens.

Os resultados dos estudos de dispersão alfa mostraram que a composição do solo era semelhante às rochas basálticas da Terra com 53% a 63% de oxigénio, 15,5% a 21,5% de silício, 10% a 16% de enxofre, ferro, cobalto e níquel; 4,5% a 8,5% de alumínio, e pequenas quantidades de magnésio, carbono e sódio. A quantidade de material que aderiu ao íman foi consistente com uma mistura de basalto pulverizado e 10% a 12% de magnetite com cerca de 1% de ferro metálico. A experiência com o motor vernier produziu escassa erosão observável na superfície.





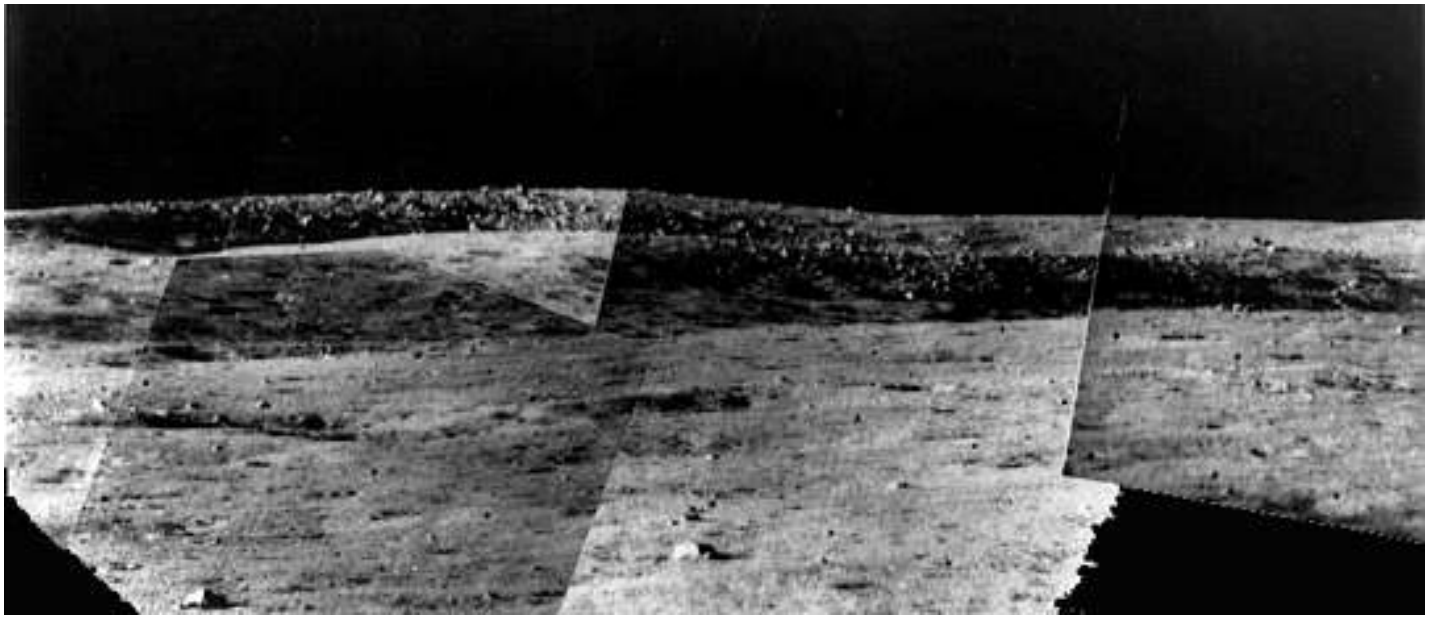


Imagens de um dos suportes da Surveyor-5 após a alunagem (é visível o facto de a sonda ter deslizado após a descida na Lua) e da experiência de dispersão alfa levada a cabo para determinar a composição do solo lunar. Imagens: NASA.

Lançamento da Surveyor-6 a 7 de Novembro de 1967. Imagem: NASA

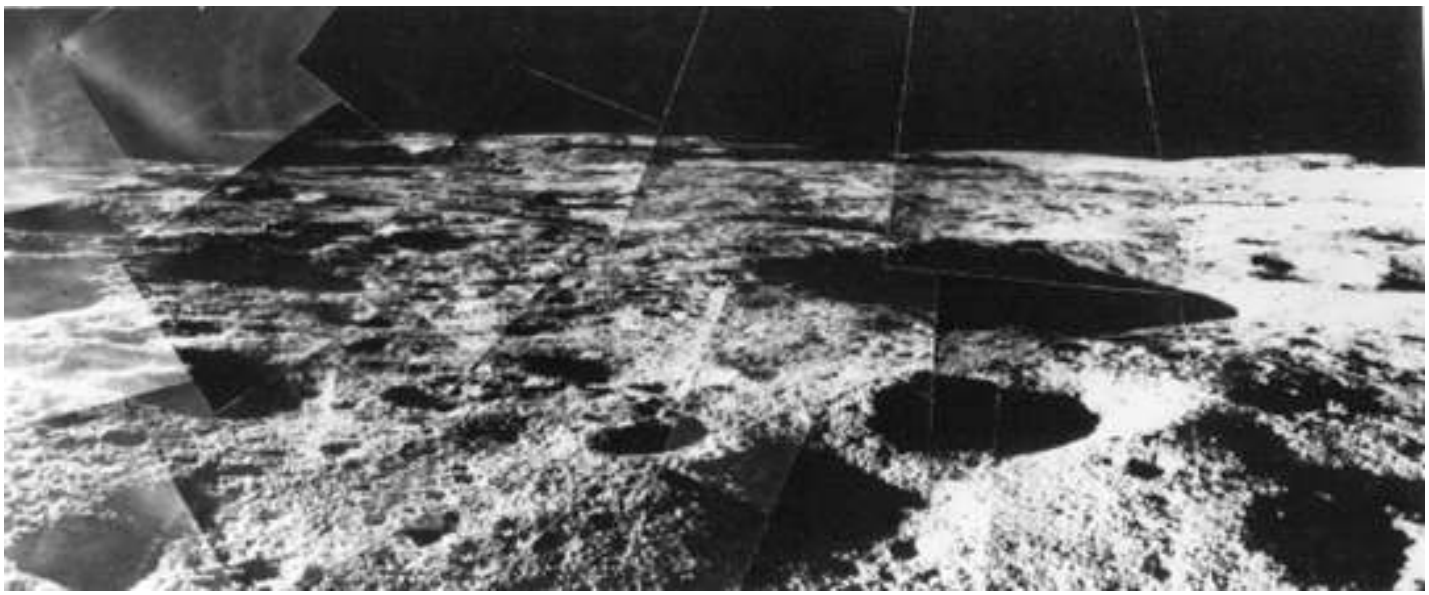
Surveyor-6

A penúltima sonda do programa, a Surveyor-6 (03031 1967-112A) foi lançada às 0739:01,075UTC do dia 7 de Novembro de 1967 por um foguetão SLV-3C Centaur (AC-14 Centaur D-1A 5902C) a partir a partir do Complexo de Lançamento LC-39B do Cabo Canaveral AFS (imagem na página anterior).



O foguetão lançador colocou a sonda numa órbita terrestre inicial a partir da qual foi ejectada para uma trajectória translunar às 0803:30UTC. Uma manobra de correcção de trajectória foi realizada às 0220:00UTC no dia 8 de Novembro, levando a uma alunagem às 0101:06UTC do dia 10 de Novembro num ponto localizado a 0,49º N – 358,60º E na região de Sinus Medii, no centro do hemisfério visível da Lua.

Às 1032UTC do dia 17 de Novembro os motores vernier da Surveyor-6 foram accionados durante 2,5 segundos, fazendo o primeiro lançamento propulsionado desde a superfície lunar num salto de 3 a 4 metros e alunando a 2,4 metros do ponto original[2]. Esta manobra forneceu novas informações sobre o efeito da ignição de motores de foguetão na superfície lunar, permitindo a visualização do local original de alunagem e proporcionando uma linha de base para a visualização estereoscópica e mapeamento fotométrico do terreno em redor da sonda. A missão enviou imagens para a Terra até algumas horas após o pôr-do-sol a 24 de Novembro, num total de 29.952 imagens. A experiência de dispersão alfa obteve cerca de 30 horas de dados sobre o material na superfície.

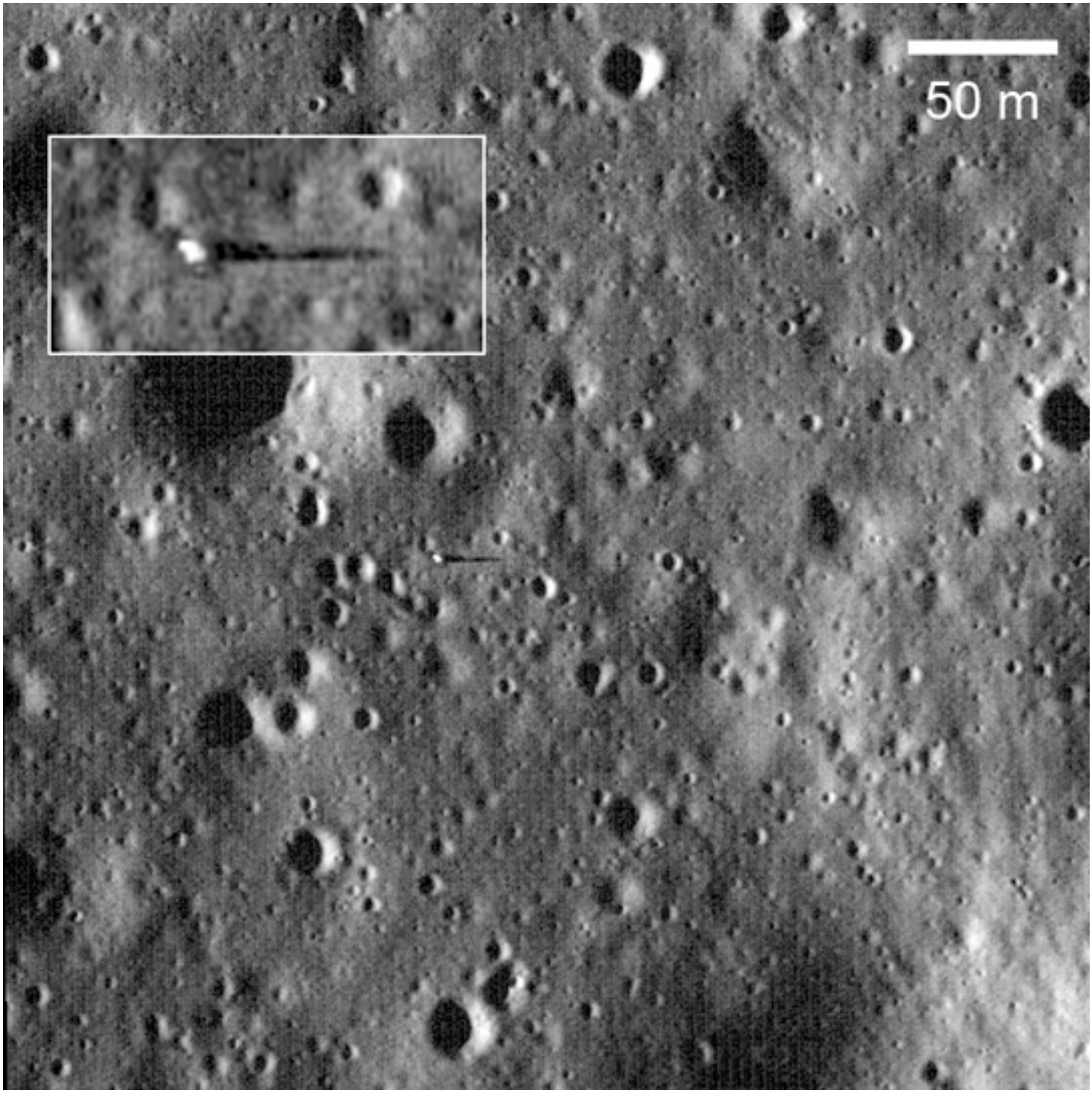


[2] No entanto e devido ao problema registado na Surveyor-3, esta sonda já havia levado a cabo uma manobra semelhante, não planeada, mas em menor dimensão.

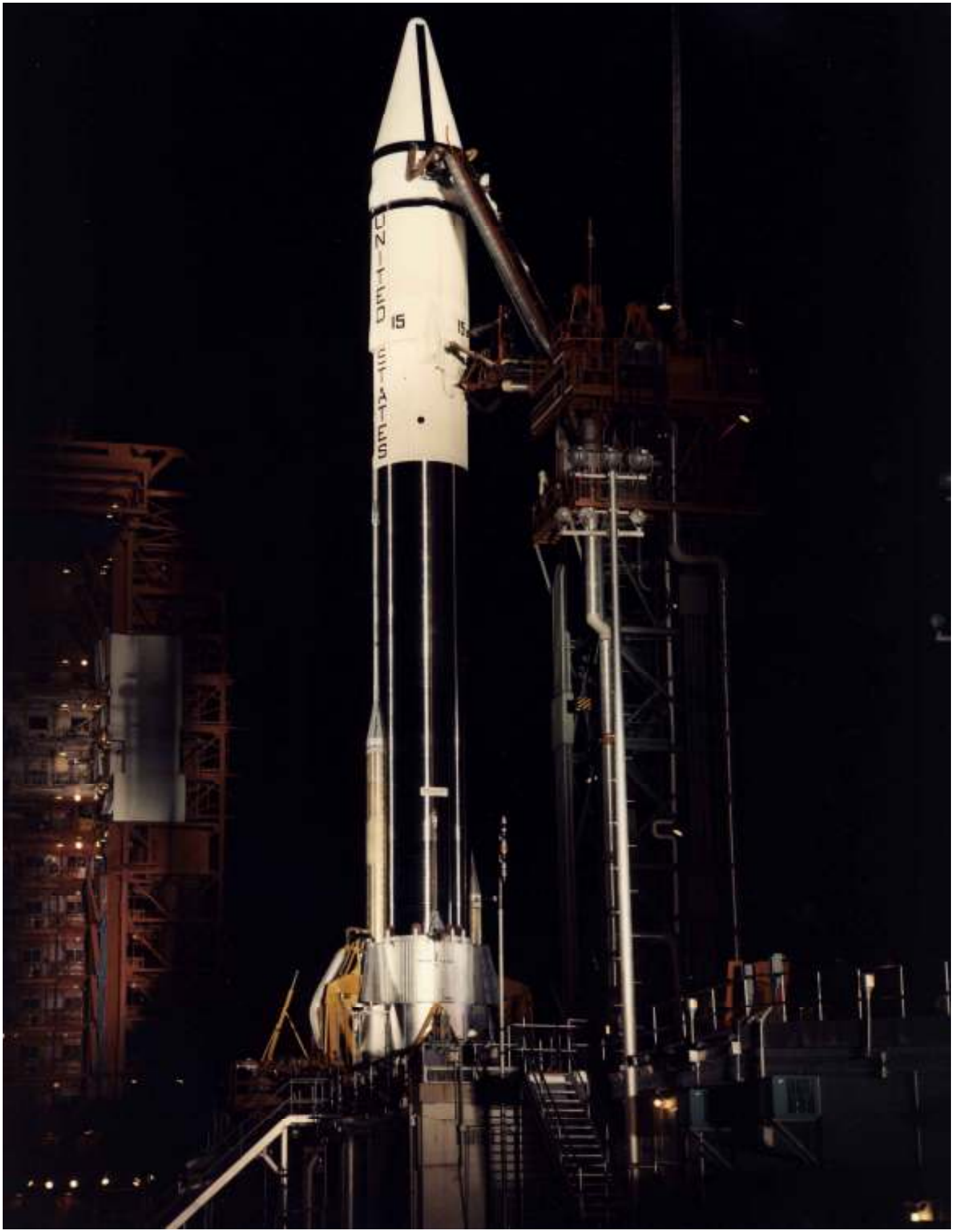
A Surveyor-6 foi colocada em hibernação para a noite lunar a 26 de Novembro, sendo retomado o contacto com a sonda a 14 de Dezembro. Porém, este contacto foi por um curto período de tempo sem ter sido enviado qualquer dado útil. A última transmissão foi recebida às 1914UTC do dia 14 de Dezembro.

Os resultados das experiências da Surveyor-6 mostraram que a superfície tinha uma composição basáltica semelhante ao local de alunagem da Surveyor-5. Os dados de engenharia e de mecânica do solo mostraram a que a tensão na superfície era mais do que adequada para suportar alunagens tripuladas.

Todos os objectivos da missão foram cumpridos e a finalização com sucesso da missão da Surveyor-6 satisfez as obrigações do programa com o Programa Apollo.



A sombra da Surveyor-6 nas planícies de Sinus Medii é observada pela LRO em órbita da Lua. Imagem: NASA


UNITED STATES
15

Surveyor-7

A Surveyor-7 (03091 1968-001A) foi lançada às 0630:00,54UTC do dia 7 de Janeiro de 1968 por um foguetão SLV-3C Centaur (AC-15) a partir a partir do Complexo de Lançamento LC-39A do Cabo Canaveral AFS (imagem ao lado) e constituiu a última missão do programa.

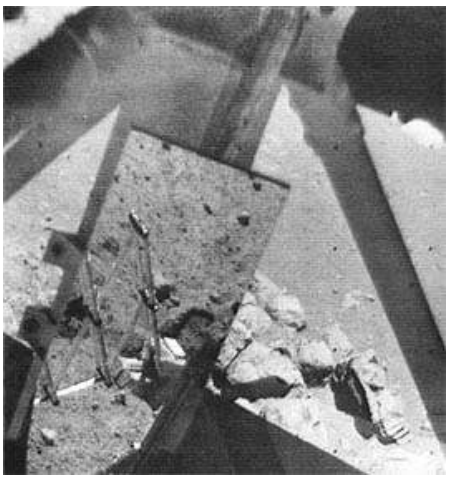
A sonda foi colocada numa órbita terrestre inicial e depois injectada numa trajectória translunar por uma segunda ignição do estágio Centaur, separando-se deste às 0705:16UTC. Uma manobra de correcção de trajectória foi levada a cabo às 2330:10UTC do dia 7 de Janeiro e a alunagem teve lugar às 0105:36,3UTC do dia 10 de Janeiro no ponto a 40,86º S – 348,53º E a cerca de 46,7 km a Norte do bordo da cratera Tycho.

As operações científicas foram iniciadas logo após a alunagem. A câmara de televisão enviou 20.993 imagens no primeiro dia lunar. Por seu lado, o instrumento de dispersão alfa não se colocou em posição operacional como era esperado, mas o sistema de recolha de amostras da superfície foi utilizado para o deslocar até ao solo. Este sistema foi mais tarde utilizado para colocar o instrumento de dispersão alfa numa rocha e depois numa pequena trincheira que havia antes escavado. Foram obtidas cerca de 66 horas de dados com este instrumento durante o primeiro dia lunar nos três locais de análise. As operações científicas foram prolongadas após o pôr-do-sol e incluíram a obtenção de imagens da Terra, das estrelas e da corona solar. As operações foram finalizadas às 1412UTC do dia 26 de Janeiro, 80 horas após o pôr-do-sol.

As operações do segundo dia lunar foram iniciadas às 1901UTC do dia 12 de Fevereiro e incluíram 45 fotografias adicionais para um total de 21.038 imagens e 34 horas de dados do dispositivo de dispersão alfa no interior da trincheira. As operações foram

finalizadas às 1224UTC do dia 21 de Fevereiro. O sistema de recolha de amostras funcionou sem qualquer problema durante 36 horas e 21 minutos, cavando pequenas trincheiras, e movendo e manipulando quatro rochas.

Os resultados obtidos na missão da Surveyor-7 foram em geral consistentes com as missões anteriores, excepto para as análises químicas da crusta nas terras altas que mostraram serem mais pobres em ferro em comparação com as análises efectuadas nos «mares» lunares. As experiências com o magnete mostraram a presença de constituintes magnéticos em quantidades comparáveis às encontradas nos locais de alunagem da Surveyor-5 e Surveyor-6. A Surveyor-7 também detectou raios laser emitidos da Terra. Todos os objectivos da missão foram satisfeitos pelas operações da Surveyor-7.



A sombra da Surveyor-7 projectada na superfície lunar durante a descida para a superfície e um espelho colocado na sonda para auxiliar na observação das experiências realizadas. Imagens: NASA

Um mensageiro em Mercúrio

Encontrando-se perto do Sol o planeta Mercúrio tornou-se num alvo óbvio de exploração planetária e desde cedo surgiram planos para a sua exploração.

Sendo um dos quatro planetas terrestres (juntamente com Vénus, Terra e Marte), Mercúrio apresenta vários extremos ao ser o mais pequeno, o mais denso, o planeta com a superfície mais velha, o planeta que apresenta as maiores variações diárias de temperatura e o planeta menos explorado. A compreensão do ambiente de Mercúrio e das suas características é crucial para o desenvolvimento de uma melhor compreensão acerca do desenvolvimento do nosso próprio planeta e da sua interacção com a estrela mãe. Assim, a MESSENGER possui uma série de instrumentos que estão direccionados para nos proporcionar as respostas para seis perguntas fundamentais para a compreensão de Mercúrio.

Qual a razão para a grande densidade de Mercúrio?

Os planetas terrestres são compostos por um núcleo rico em ferro rodeado por um manto de magnésio e silicatos de ferro. A camada superior de rocha, a crosta, é constituída por minerais com um ponto de fusão mais baixo do que aqueles no manto inferior, formada quer por diferenciação de um grande volume de silicatos na história inicial do planeta ou por uma ascensão e acumulação de materiais gerados no manto.

A densidade de cada planeta reflecte o balanço existente entre o núcleo rico em ferro e o manto e crosta ricos em silicatos. A densidade não comprimida de Mercúrio, isto é a sua densidade sem qualquer compactação do seu interior devida à própria gravidade do planeta, é de 5,3 g/cm^3, de longe a mais alta existente nos planetas terrestres. A densidade de Mercúrio implica que 65% do planeta seja constituído por um núcleo rico em ferro (duas vezes superior ao da Terra).

Actualmente existe várias teorias para explicar o facto de Mercúrio ser muito mais denso do que Vénus, Terra e Marte. Cada teoria prevê uma diferente composição para as rochas na superfície de Mercúrio. Uma das teorias indica que, antes do planeta se formar a partir da nuvem de poeiras e gases que rodeavam o jovem Sol, o arrastamento devido a pequenas nuvens moleculares de gases favoreceu a acreção de partículas densas o que levou a que o planeta se tornasse rico em metais, mas este processo não altera a composição dos minerais. Neste caso a composição das rochas seria similar à composição dos outros planetas terrestres. Segundo outra teoria, o tremendo calor proveniente do Sol teria vaporizado parte da camada exterior de rocha do jovem Mercúrio deixando o planeta rico em metais. Esta ideia prevê uma composição das rochas pobre em elementos que são facilmente vaporizáveis tais como o potássio e o sódio. Uma outra teoria aponta para impactos violentos logo após a formação de Mercúrio, arrancando o manto e a crosta primordiais. Esta teoria prevê que a actual superfície seja constituída por rochas que não contenham silicatos, alumínio e oxigénio, que estariam concentrados na crosta primordial.

A MESSENGER deverá ser capaz de determinar qual é a teoria que melhor se adapta aos dados obtidos ao medir a composição da superfície. Os espectrómetros de raios-X e raios gama irão medir os elementos presentes na superfície rochosa e determinar se os elementos voláteis são não existentes ou se os elementos que tendem a concentrar-se nas crostas planetárias são distintos. Um espectrómetro de luz visível e de infravermelhos irá determinar quais os minerais presentes.

Qual é a história geológica de Mercúrio?

Por incrível que possa parecer, quando a Mariner-10 visitou Mercúrio à somente foi capaz de fotografar 45% da sua superfície. A superfície fotografada apresenta-se cheia de crateras e é muito antiga, tal como a superfície da Lua. Ligeiramente mais novas, mas mesmo assim muito velha, as planícies encontram-se entre grandes e velhas crateras. Muitos cientistas pensam que as planícies têm uma origem vulcânica. Esta interpretação é reforçada devido à existência de ligeiras diferenças de cor em relação ás crateras mais antigas, o que pode indicar uma composição rochosas distinta. Porém, devido ao facto de as formas geológicas que permitem concluir pela existência de vulcanismo nas imagens da Mariner-10, a origem das planícies permanece incerta. Ao contrário da Terra e Vénus, são observadas muito poucas características na superfície de Mercúrio devido a forças tectónicas. O terreno existente no lado oposto das grandes crateras, pode ter sido formado quando a forma do planeta focalizou a energia sísmica proveniente do impacto em regiões concentradas. Mais impressionantes são os desfiladeiros enormes e em forma de lóbulos quase com uma altura de 1,6 km e com centenas de quilómetros de comprimento. Estas formações podem ter sido originadas por compressão da camada exterior do planeta.

A MESSENGER transporta diversas experiências que se irão concentrar sobre a geologia de Mercúrio para determinar a sequência de processos que moldaram a sua superfície. Os espectrómetros de raios-x, raios gama e luz visível, irão determinar a composição a nível de elementos químicos e minerais das rochas que compõe a superfície. A câmara irá observar a zona não fotografada da superfície e quase toda a superfície do planeta será observada em estéreo de forma a determinar a topografia global de Mercúrio, as suas variações e formas geológicas. O altímetro laser irá medir a topografia das características da superfície no hemisfério norte de uma forma ainda mais precisa. Ao comparar a topografia com o campo gravítico do planeta medido ao analisar a órbita da MESSENGER, permitirá a determinação de variações locais na espessura da crosta do planeta.

Qual é a estrutura do núcleo de Mercúrio?

Uma das mais espantosas descobertas da Mariner-10, foi a existência de um campo magnético global em torno de Mercúrio o que o torna no único planeta terrestre para além da própria Terra a possuir um campo global. Pensa-se que o campo magnético terrestre possa ser gerado pelos movimentos das camadas exteriores líquidas do seu núcleo. Porém, Mercúrio é muito mais pequeno do que a Terra[3] e o seu núcleo à já muito tempo que deveria ter arrefecido e solidificado. De facto, o arrefecimento e contracção do núcleo podem ter sido a força que originou todas as rugas na superfície do planeta. Assim como é que um núcleo sólido e frio pode gerar um campo magnético? Uma resposta possível é a de que o núcleo pode ainda não ter arrefecido por completo devido ao baixo ponto de fusão de elementos como o enxofre quando se encontram dissolvidos. Outra possível explicação é a de que o actual campo magnético de Mercúrio é o que resta do campo magnético primordial do planeta. Ao compreendermos o estado do núcleo de Mercúrio podemos encontrar respostas acerca de como os planetas terrestres podem gerar um campo magnético.

Ao utilizar o seu altímetro laser, a MESSENGER irá determinar a presença ou ausência de um núcleo exterior líquido em Mercúrio ao medir a variação do planeta enquanto este roda em torno do seu eixo de rotação. A variação da parte rochosa exterior do planeta será duas vezes superior se se encontrar a flutuar num núcleo líquido. Esta experiência quando combinada com as medições do campo magnético irá também ajudar a determinar o tamanho do núcleo e qual a percentagem deste que se encontra sólido.

Qual é a natureza do campo magnético de Mercúrio?

O campo magnético terrestre é extremamente dinâmico e encontra-se constantemente em alteração em resposta à actividade solar incluindo o vento solar e as explosões solares. Nós vemos os efeitos desta dinâmica no solo pois afecta as linhas de energia e os sistemas electrónicos, causando suspensão de fornecimentos e interferências com rádios e telefones. A Mariner-10 mostrou que o campo magnético de Mercúrio possui uma dinâmica semelhante e compreender a sua dinâmica irá auxiliar na compreensão da interacção entre o Sol e o campo magnético terrestre. Apesar do campo magnético de Mercúrio ser uma miniatura do campo magnético da Terra, a Mariner-10 não mediu a sua intensidade o tempo suficiente para o caracterizar devidamente. Na realidade não existe a certeza sobre a sua verdadeira intensidade.

O campo magnético terrestre é um campo de dipolo, o que significa que numa escala global a Terra age como existisse um magnete gigante no seu núcleo. Em médio o campo magnético de Mercúrio é também um dipolo. Em contraste, a Lua e Marte não possuem um campo magnético global possuindo campos magnéticos locais centrados em diferentes depósitos rochosos. Não é certo como se deu a formação desses depósitos, e também não é claro se o campo magnético de Mercúrio provém ou não desse tipo de depósitos.

O megnetómetro da MESSENGER irá caracterizar o campo magnético de Mercúrio em detalhe a partir da sua órbita durante quatro anos de Mercúrio (um ano de Mercúrio equivale a 88 dias terrestres), para determinar de forma exacta a sua intensidade e a forma como varia de posição e altitude. Os efeitos do Sol na dinâmica do campo magnético serão medidos pelo megnetómetro e pelo espectrómetro de plasma.

Quais são os materiais localizados nos pólos de Mercúrio?

O eixo de rotação de Mercúrio está orientado quase na perpendicular em relação à órbita do planeta, de forma que a luz solar atinge a superfície na região polar num ângulo extremamente raso. O interior das grandes crateras nos pólos está constantemente na sombra e permanece perpetuamente a temperaturas abaixo dos -212ºC. Imagens de radar das regiões polares obtidas pela primeira vez em 1991, mostram que o interior das grandes crateras é extremamente reflectivo aos comprimentos de onda do radar. O material mais comum que poderia explicar este comportamento é o gelo.

O pequeno fluxo de gelo proveniente dos cometas e meteoritos poderia ficar aprisionado nestes depósitos polares em Mercúrio durante biliões de anos, ou mesmo o vapor de água poderia escapar do interior do planeta e ficar congelado nos pólos. Por outro lado, foi sugerido que os depósitos polares consistem de um material diferente, talvez enxofre sublimado durante milhões e milhões de anos a partir dos minerais das rochas na superfície.

O espectrómetro de raios gama e de neutrões irá detectar o hidrogénio em qualquer depósito polar. Por outro lado, o enxofre pode ser detectado pelo espectrómetro ultravioleta e pelos espectrómetros de partículas a partir do vapor ténue que possa existir sobre os depósitos. Compreender a composição dos depósitos polares em Mercúrio irá clarificar o inventário de materiais voláteis no interior do Sistema Solar.

[3] O diâmetro da Terra é de 12.756 km enquanto que o diâmetro de Mercúrio é de 4.878 km.

Quais são os materiais localizados nos pólos de Mercúrio?

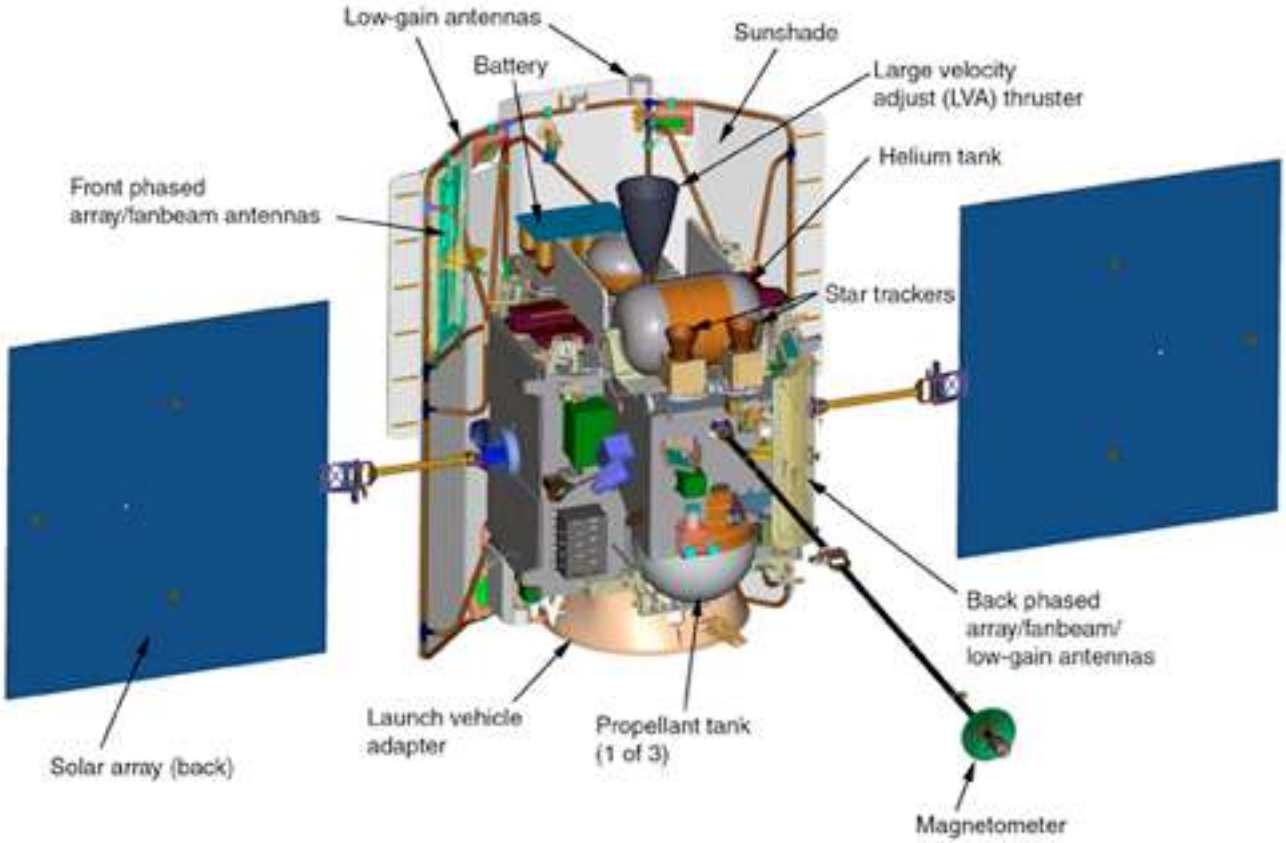
Mercúrio encontra-se rodeado por uma atmosfera extremamente fina. Na realidade é tão fina que, ao contrário das atmosferas de Vénus, Terra e Marte, as moléculas em torno de Mercúrio com colidem umas com as outras, saltam de lugar para lugar na superfície tal como bolas de borracha. Este tipo de atmosfera é conhecido pela designação de exosfera. Seis elementos foram detectados na exosfera de Mercúrio: hidrogénio, hélio, oxigénio, sódio, potássio e cálcio. O hidrogénio e o hélio provêm em grande parte do fluxo de gás quente e ionizado emitido pelo Sol (vento solar). Parte do hidrogénio e do oxigénio pode provir de partículas de gelo que caiem em Mercúrio proveniente de cometas ou meteoritos. O sódio, potássio e alguma parte do oxigénio, podem provir das rochas na superfície. Vários processos distintos podem ter colocado estes elementos na exosfera, e cada um indica uma mistura distinta: vaporização de rochas por impactos, lenta evaporação de elementos a partir das rochas devido ao calor solar, decaimento devido aos iões existentes no vento solar, ou emissão de gases a partir do interior do planeta.

A MESSENGER irá determinar a composição da exosfera de Mercúrio utilizando o espectrómetro de ultravioleta e o espectrómetro de partículas. A composição da exosfera determinada por estes instrumentos será comparada com a composição das rochas á superfície medida pelos espectrómetros de raios-X e raios gama, para determinar quais os processos que contribuíram para a ténue atmosfera.

A MESSENGER

O sistema de propulsão química de duplo modo encontra-se integrado na estrutura do veículo para fazer uma utilização económica da sua massa. A sua estrutura é principalmente composta de um material à base de grafite. Esta estrutura compósita proporciona a força necessária para que o veículo resista ao lançamento enquanto proporciona uma baixa massa. Dois grandes painéis solares, suplementados com uma bateria de níquel - hidrogénio, proporcionam energia à MESSENGER.

Os cérebros do veículo são módulos electrónicos redundante integrados IEM (*Integrated Redundant Modules*) e cada um alberga dois processadores, um processador principal a 25 MHz e um processador de reserva a 10 MHz.



A determinação da atitude é levada a cabo utilizando câmaras de detecção para detecção de estrelas e uma unidade IMU (*Inertial Measurement Unit*) de medida inercial que contém quatro giroscópios e quatro acelerómetros, possuindo ainda seis sensores solares digitais DSS (*Digital Solar Sensors*) como suplentes. O controlo da atitude é levado a cabo utilizando quatro rodas de reacção localizadas no interior do veículo e, quando necessário, a MESSENGER pode utilizar os seus pequenos motores. A sonda irá receber os comandos e enviar os dados através das suas antenas de banda-X polarizadas circularmente.

Um elemento em particular no desenho da MESSENGER destina-se a lidar com o calor intenso em Mercúrio. O Sol atinge um tamanho 11 vezes superior ao observado na Terra e as temperaturas à superfície atingem os 450ºC, porém a MESSENGER irá operar a uma temperatura ambiente por detrás de um escudo fabricado em cerâmica resistente ao calor.

A instrumentação a bordo da MESSENGER

Os instrumentos a bordo da MESSENGER foram cuidadosamente escolhidos para responder às seis questões fundamentais da missão. A maior parte dos instrumentos estão rigidamente fixados ao corpo do veículo para que a cobertura do planeta seja obtida enquanto a sonda o sobrevoa. A MESSENGER transporta oito instrumentos:

- ***Mercury Dual Imaging System*** (MDIS) – este instrumento consiste em câmaras de grande e pequena angulares que irão obter imagens da superfície, detectar variações dos espectros da superfície e recolher informação topográfica. Uma plataforma pivot irá auxiliar na orientação das câmaras para onde os cientistas desejarem. As duas cãmaras irão ver da mesma forma que os nossos olhos.
- ***Gamma-Ray and Neutron Spectrometer*** (GRNS) – este instrumento irá detectar raios gama e neutrões que sejam emitidos por elementos radioactivos na superfície de Mercúrio ou por elementos á superfície que tenham sido estimulados por raios cósmicos. Será utilizado para mapear a abundância relativa dos diferentes elementos e irá ajudar a determinar se existe gelo nos pólos do planeta que nunca estão expostos à luz solar directa.
- ***X-Ray Spectrometer*** (XRS) – os raios gama e os raios-X de alta energia provenientes do Sol e que atingem a superfície do planeta, podem causar a emissão de raios-X de baixa energia por parte dos elementos à superfície. O XRS irá detectar estes raios-X para medir as abundâncias dos vários elementos nos materiais que constituem a crosta de Mercúrio.
- ***Magnetometer*** (MAG) – este instrumento encontra-se localizado na extremidade de um braço comum comprimento de 3,6 metros e irá mapear o campo magnético de Mercúrio, procurando por regiões de rochas magnetizadas na crosta.
- ***Mercury Laser Altimeter*** (MLA) – este instrumento contém um laser que irá enviar luz para a superfície do planeta e um sensor que irá detectar a luz após ter sido reflectida na superfície. Juntos irão medir a quantidade de tempo que demora a luz a percorrer a distância de ida e volta para a superfície. Ao registar as variações nesta distância, será produzida uma descrição muito detalhada da topografia de Mercúrio.
- ***Mercury Atmospheric and Surface Composition Spectrometer*** (MASCS) – este espectrómetro é sensível á luz desde o infravermelho até ao ultravioleta e irá medir as abundâncias dos gases atmosféricos, bem como detectar minerais na superfície.
- ***Energetic Particle and Plasma Spectrometer*** (EPPS) – o EPPS irá medir a composição, distribuição e energia das partículas carregadas (electrões e vários iões) na magnetosfera de Mercúrio.
- ***Radio Sciense*** (RS) – o RS irá utilizar o efeito *Doppler* para medir pequenas alterações na velocidade da sonda á medida que orbita o planeta. Isto permitirá estudar a distribuição da massa de Mercúrio, incluindo variações na espessura da sua crosta.

A missão da MESSENGER

A MESSENGER utiliza os denominados "*gravity assists*" da Terra, Vénus e Mercúrio para fazer baixar a sua velocidade em relação a este último planeta a quando da inserção orbital. Nestas manobras o veículo voa muito perto do planeta e «ganha» ou «perde» uma pequena quantidade do momento angular do planeta em torno do Sol. Como o planeta é infinitamente mais massivo do que a sonda, a sua órbita não sofre qualquer alteração, porém cada uma destas manobras altera a forma, tamanho e inclinação da órbita da MESSENGER até que o propolente a bordo do veículo seja suficiente para inserir a sonda na sua órbita operacional. Os cientistas da NASA denominam como "*Mercury Orbit Insertion*" a manobra que coloca a MESSENGER na órbita de Mercúrio a partir da órbita solar.

Lançamento e viagem

O lançamento da MESSENGER às 0615:56,537UTC do dia 3 de Agosto de 2004, tirou partido de uma janela de lançamento de 13 dias que se abriu a 2 de Agosto. Caso a sonda não fosse colocada em viagem até ao dia 15 de Agosto de 2004, teria de esperar mais um ano até que o alinhamento dos planetas interiores permitisse a realização das manobras orbitais previstas.

A sonda regressou à vizinhança da Terra a 2 de Agosto de 2005 (2.347 km) e depois passou por Vénus duas vezes a 24 de Outubro de 2006 (2.990 km) e a 6 de Junho de 2007 (340 km). As manobras na vizinhança de Vénus foram utilizadas para alterar o tamanho e rotacionar a sua trajectória para que se encontre mais perto da órbita de Mercúrio.

Três manobras junto de Mercúrio, cada uma seguida cerca de dois meses mais tarde por manobras de correcção orbital, colocaram a MESSENGER em posição para entrar em órbita de Mercúrio 18 de Março de 2011. Durante os voos por Mercúrio realizados a 14 de Janeiro de 2008 (200 km), 6 de Outubro de 2008 (200 km) e 29 de Setembro de 2009 (227 km), a MESSENGER registou os detalhes da superfície de todo o planeta a cores, observando áreas que não foram observadas pela Mariner-10, e mediu a composição da superfície, atmosfera e magnetosfera. Estes foram os primeiros dados provenientes de Mercúrio em mais de 30 anos, sendo muito valiosos para planear a missão orbital de um ano da MESSENGER.

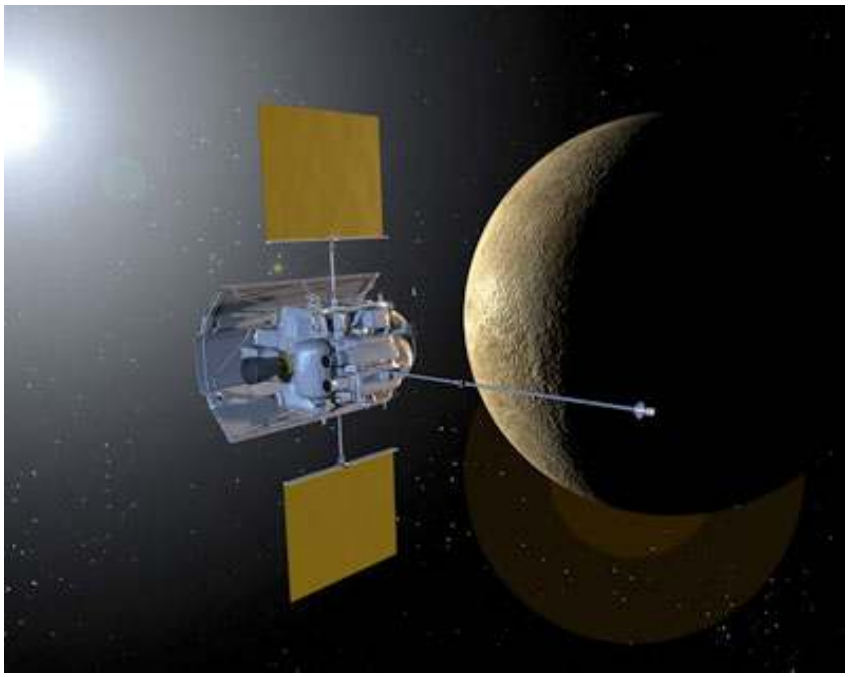
Trabalhando desde órbita

A órbita de MESSENGER em torno de Mercúrio é uma órbita altamente elíptica com o ponto mais baixo a 207 km de altitude e mais de 15.258 km de altitude no ponto mais alto (parâmetros da órbita inicial). O plano orbital está 82,5º inclinado em relação ao equador de Mercúrio, com o ponto mais baixo a estar localizado a 60º de latitude Norte. A órbita de baixa altitude sobre o hemisfério

Norte permite à MESSENGER levar a cabo uma investigação detalhada da geologia de Mercúrio e determinar a composição da grande planície de impacto denominada *Caloris* – a maior característica na sua superfície.

Cerca de 33% do propolente disponível foi necessário para a inserção orbital. Os motores da MESSENGER desaceleraram a sonda cerca de 0,83 km/s. Á medida que a sonda aproximava de Mercúrio, o motor principal era cuidadosamente orientado na direcção da velocidade frontal. A primeira manobra (com uma duração de cerca de 15 minutos) colocou a sonda numa órbita estável, preparando uma manobra posterior cerca de dois ou três dias mais tarde perto do ponto mais baixo da sua órbita.

Após atingir a sua órbita primária, pequenas forças, tais como a pressão da radiação solar (a força exercida pela luz solar), irão alterar a órbita do veículo. Apesar destas pequenas força terem um efeito mínimo na órbita da MESSENGER, elas podem aumentar a altitude mínima, a inclinação orbital e a latitude do ponto mais baixo da órbita da sonda. Se não forem corrigidos, o aumento na altitude mínima da órbita irá implicar que não seja possível finalizar de forma satisfatória alguns objectivos científicos.



Para manter a altitude mínima abaixo dos 500 km, devem ser levadas a cabo manobras propulsivas em pares a cada ano de Mercúrio. A primeira manobra aumenta o período orbital para 12 horas e 15 minutos ao aumentar a velocidade do veículo no ponto mais baixo da sua órbita. Duas órbitas e meia mais tarde uma manobra no ponto mais alto da sua órbita será levada a cabo uma manobra que baixa a velocidade do veículo o suficiente para ajustar o período orbital nas 12 horas e regressar a uma altitude mínima de 12 horas. Devido ao facto de o escudo solar ter de proteger a principal parte da sonda da luz solar directa durante as manobras propulsivas, o tempo de realização destas manobras é limitado a alguns dias quando Mercúrio se encontra perto do mesmo ponto na sua órbita aquando da manobra de inserção orbital.

A órbita de 12 meses da MESSENGER cobre dois dias solares de Mercúrio[4]. O primeiro dia solar será destinado a obter um mapa global a partir de diferentes instrumentos, enquanto que o segundo dia solar de Mercúrio servirá para as investigações científicas.

Centro de operações da missão

Localizado no *John Hopkins Applied Physics Laboratory*, Laurel – Maryland, o MOC (*Mission Operations Center*) serve de interface entre as equipas científicas e de engenharia da MESSENGER e o próprio veículo. A principal responsabilidade do Centro é a de manter a sonda em bom estado, o que é levado a cabo ao executarem contactos de rotina com a sonda através da *Deep Space Network* da NASA. Durante estes contactos o MOC recebe dados de manutenção da sonda (telemetria) para avaliar o seu estado, recebendo também os dados gravados no SSR (*Solid State Recorder*) do veículo. Por outro lado, o MOC utiliza esta oportunidade para transmitir sequências de comandos para a MESSENGER.

Enquanto mantém o bom estado da sonda, o MOC trabalha juntamente com as equipas de ciência e de planeamento da missão para desenvolver sequências de actividades para a MESSENGER e para os seus instrumentos. As requisições de actividades por parte destas equipas são integradas com actividades de manutenção para desenvolver comandos que definam as actividades do veículo dentro do período planeado.

Centro de operações científicas

O SOC (*Science Operations Center*) da MESSENGER é o responsável pela aquisição, tratamento e arquivo dos dados científicos. O *John Hopkins Applied Physics Laboratory* coordenaas tarefas de aquisição científica com a participação da equipa de ciência da MESSENGER. A *Applied Coherent Technology Corporation* trata da gerência dos dados e tem a responsabilidade pelo seu arquivamento.

Ma área de aquisição científica, o SOC é responsável pelo planeamento, preparação da sequência de comandos, observações de validação, e determinação dos objectivos científicos. Para a gerência dos dados e seu arquivamento, o SOC é responsável pelo suporte das operações antes e durante o voo, gerando o arquivo PDS (*Planetary Data System*) e estabelecendo uma instalação SOC local.

[4] O dia solar de Mercúrio tem uma duração de 176 dias terrestres.

O primeiro visitante de Mercúrio
A aventura da Mariner-10

Também designada Mariner Venus/Mercury 1973 (ou mesmo Mariner-J) a missão da Mariner-10 constituiu o 7º lançamento com sucesso da série de exploradores Mariner. Lançada às 0545:00UTC do dia 3 de Novembro de 1973, a Mariner-10 foi o primeiro veículo a utilizar a atracção gravitacional de um planeta (neste caso Vénus) para atingir outro planeta (Mercúrio), sendo até esta data a única sonda a visitar o primeiro planeta do Sistema Solar.

Colocada numa órbita heliocêntrica retrógrada, a Mariner-10 passou por Mercúrio três vezes enviado para a Terra imagens e dados sobre o pequeno planeta. A Mariner-10 foi a primeira sonda a enviar imagens detalhadas tanto de Mercúrio como de Vénus. A sonda tinha como objectivos medir e sondar o ambiente de Mercúrio, a sua atmosfera ténue, a sua superfície e outras características, levando a cabo os mesmos objectivos a quando da visita a Vénus. A sonda tinha como objectivos secundários a realização de experiências no meio interplanetário por onde viajaria e obter experiência na utilização da gravidade planetária para a execução de manobras.

A Mariner-10 tinha um peso de 473,9 kg (no lançamento pesava 502,9 kg dos quais 29 kg eram propolente e gás para controlo de atitude, sendo o total do peso da instrumentação de 79,4 kg) sendo uma estrutura octogonal de alumínio com oito compartimentos com sistemas electrónicos. Na diagonal tinha um comprimento de 1,39 metros e uma altura de 0,457 metros. Estava equipada com dois painéis solares cada um com um comprimento de 2,69 metros e uma largura de 0,97 metros. Os painéis estavam colocados no topo da sonda e tinham uma área de 5,1 m^2 de células solares. Com os painéis solares na posição operacional a sonda tinha uma envergadura de 8,0 metros e 3,7 metros de altura (medida desde o topo da antena de baixo ganho até ao fundo do escudo térmico). A sonda possuía uma plataforma móvel com dois graus de liberdade que estava montada na área oposta ao escudo térmico.

O motor da sonda utilizava hidrazina e tinha uma força de 222 N, estando situado por debaixo de um tanque de propolente esférico colocado no centro da estrutura de alumínio. A tubeira do motor atravessava o escudo térmico. Dois conjuntos de três pares de pequenos motores de nitrogénio para controlo de reacção, colocados nas pontas dos painéis solares, eram utilizados para estabilizar o veículo nos três eixos espaciais. O comando e o controlo da sonda era levado a cabo por um computador a bordo juntamente com comandos enviados da Terra.

A sonda transportava uma antena de alto ganho móvel com um disco parabólico de alumínio e estrutura em favos de mel com um diâmetro de 1,37 metros. A antena encontrava-se montada na extremidade de um braço num dos lados da sonda. Uma antena de baixo ganho omnidireccional encontrava-se colocada no final de um braço com um comprimento de 2,85 metros que se estendia no lado oposto do escudo térmico. As ligações permitiam ao veículo transmissões em frequências de banda S e banda X, podendo os dados ser transmitidos com um fluxo máximo de 117,6 kbites/s. A Mariner-10 estava equipada com um sensor estelar localizado no anel superior da estrutura octogonal. Nas extremidades dos painéis solares encontravam-se sensores solares. O interior do veículo era isolado com multicamadas de cobertores térmicos na parte superior e na parte inferior. Um escudo solar foi aberto após o lançamento para proteger a parte da sonda voltada para o Sol. Zonas reforçadas em cinco dos oito lados do veículo também ajudavam a controlar a temperatura no interior.

Os instrumentos no interior da sonda mediram a atmosfera, superfície, e características físicas de Mercúrio e Vénus. As experiências levadas a cabo incluíram a fotografia televisiva, campo magnético, estudos do plasma, radiometria de infravermelhos, espectroscopia de ultravioletas e detectores de rádio. A Mariner-10 transportou também pela primeira vez um transmissor de alta-frequência em banda X.

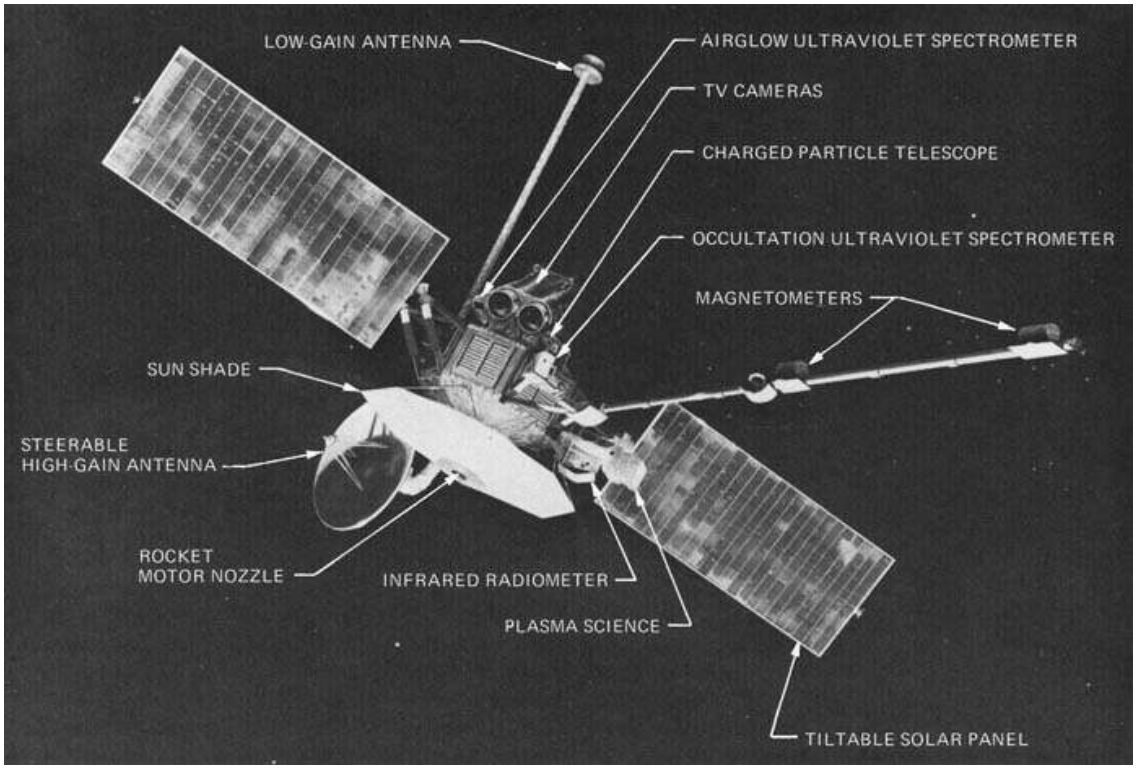
Perfil da missão da Mariner-10

Após o seu lançamento por um foguetão Atlas-Centauro, a Mariner-10 foi colocada numa órbita preliminar durante 25 minutos, sendo posteriormente propulsionada em torno do Sol na direcção de Vénus. A cobertura dos analisadores solares electrostáticos não se abriu por completo após o lançamento e estes instrumentos, parte da experiência SEAES (*Scanning Electrostactic Analyzer and Electron Spectrometer*) não puderam ser utilizados. Descobriu-se também que os aquecedores das câmaras de televisão haviam falhado, decidindo-se deixar as câmaras sempre ligadas de forma a prevenir danos nas ópticas devido às baixas temperaturas.

No dia 14 de Novembro de 1973 foi levada a cabo uma correcção de trajectória e logo a seguir a esta manobra o sensor estelar fixou num pedaço de tinta brilhante que se havia separado da sonda, tendo perdido a orientação em relação à estrela Canopus. Um protocolo de segurança automático foi accionado e conseguiu recuperar a orientação, mas o problema da tinta que se separava da sonda voltou a ocorrer no decorrer da missão. O computador de bordo também sofreu alguns problemas com *resets* não planeados, o que levou á necessidade de se proceder a uma reconfiguração a sequência do relógio de bordo e dos subsistemas do veículo. Durante a viagem também ocorreram problemas periódicos com a antena de alto ganho.

Em Janeiro de 1974 a Mariner-10 levou a cabo observações em ultravioleta do cometa Kohoutek e a 21 de Janeiro foi levada a cabo mais uma correcção de trajectória. A 5 de Fevereiro a Mariner-10 sobrevoa o planeta Vénus a uma distância mínima de 5.768 km (1701UTC). Ao mesmo tempo que transmitia imagens do planeta, a sonda utilizava a sua gravidade para se dirigir para Mercúrio.

Durante a viagem para Mercúrio aconteceu pela segunda vez uma anomalia com o controlo de atitude, levando ao gasto de gás de controlo. Foram então utilizados novos procedimentos a partir dessa altura para orientar o veículo, incluindo manobras tendo em conta a linha entre a sonda e o Sol, e a utilização do vento solar nos painéis solares para orientar o veículo. A órbita de Mercúrio foi atingida pela primeira vez às 2046UTC do dia 29 de Março de 1974 a uma distância de 704 km da superfície. Um segundo encontro com Mercúrio teve lugar a 21 de Setembro de 1974 a uma distância mínima de 48.069 km. Infelizmente neste encontro o hemisfério então iluminado era quase o mesmo do que no primeiro encontro, permanecendo assim por obter imagens de grande parte da superfície do planeta. O terceiro e último encontro com Mercúrio teve lugar a 16 de Março de 1975. Neste encontro a Mariner-10 passou a uma distância de 327 km da superfície do planeta e obteve mais 300 fotografias, levando a cano medições adicionais do seu campo magnético.

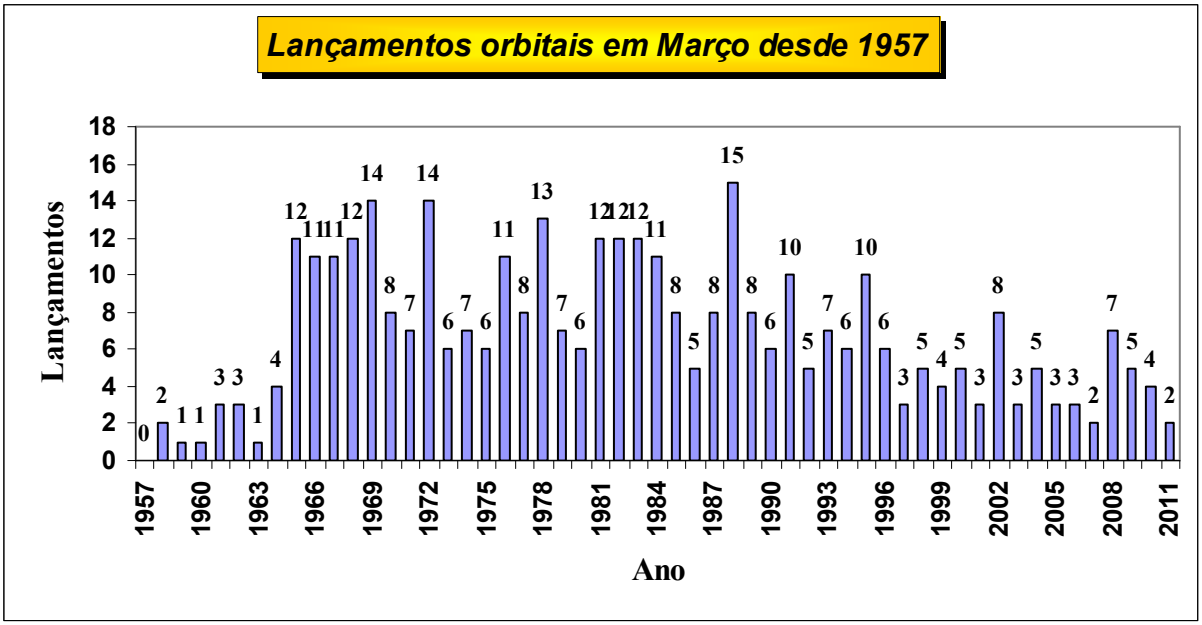


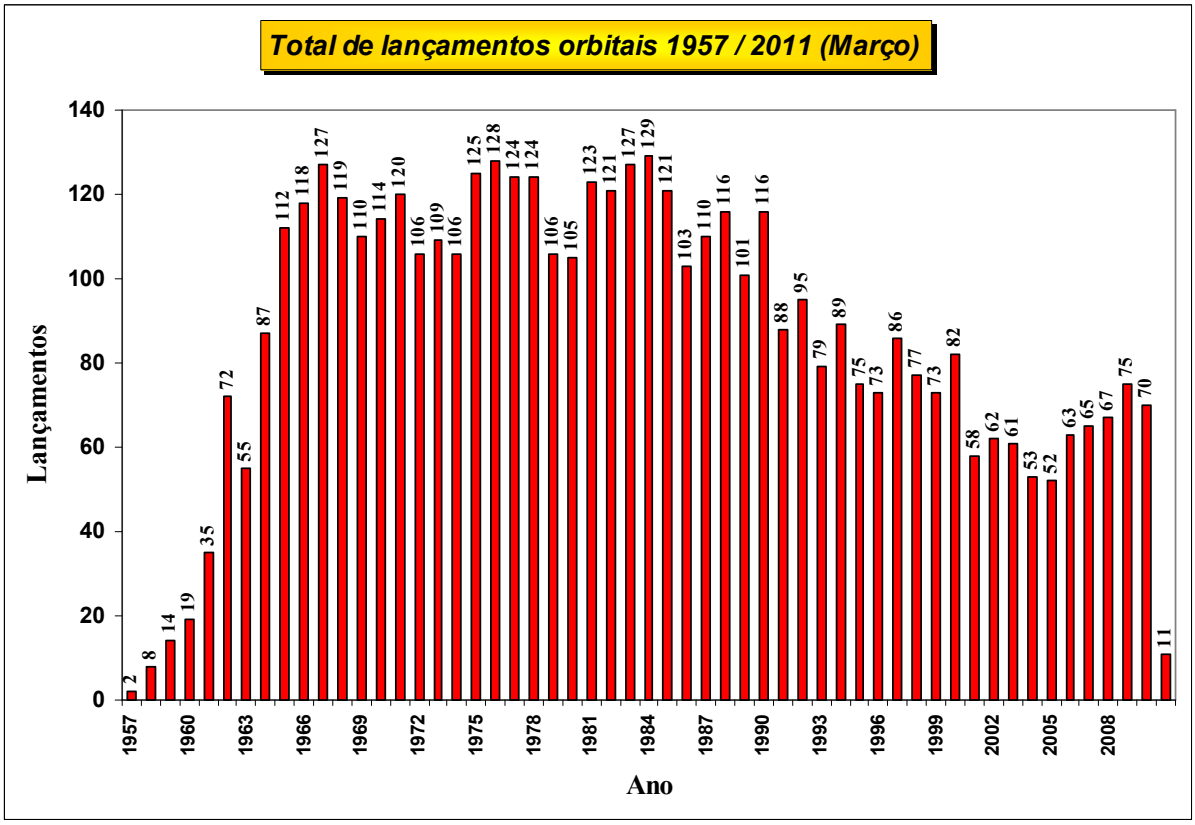
Até 24 de Março de 1975 continuaram os testes de engenharia com a sonda, altura em que o abastecimento de gás de controlo de atitude foi esgotado e a missão foi finalizada.

Os resultados da Mariner-10 mostraram a existência de uma circulação tipo-Hadley na atmosfera de Vénus e mostraram que este planeta possui, na melhor das hipóteses, um campo magnético extremamente fraco. A Mariner-10 mostrou também que a ionosfera de Vénus interage com o vento solar dando origem a uma onda de choque. Foi confirmado no planeta Mercúrio a inexistência de uma atmosfera espessa e observada uma superfície adormecida e repleta de crateras muito semelhante à lua terrestre. Foi mostrada a existência de um campo magnético fraco e de um núcleo rico em ferro relativamente grande. O custo da missão da Mariner-10 rondou os 100 milhões de dólares.

Lançamentos orbitais em Março de 2011

Em Março de 2011 foram levados a cabo 3 tentativas de lançamentos orbitais das quais uma foi mal sucedida. No total colocaram-se em órbita 2 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Março de 2011 foram realizados 4766 lançamentos orbitais, 371 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 7,8% do total e a uma média de 7,1 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (476 lançamentos que correspondem a 10,0% com uma média de 9,2 lançamentos) e é no mês de Janeiro onde se verificam menos lançamentos orbitais (286 lançamentos que correspondem a 6,0% com uma média de 5,5 lançamentos).





National Aeronautics and Space Administration

Glory

Revealing the Effects of Aerosols and Solar Irradiance on Climate.

The Glory mission will facilitate the monitoring of key climate forcings with accuracy unattainable by other existing instruments.

www.nasa.gov/glory

Um voo sem glória

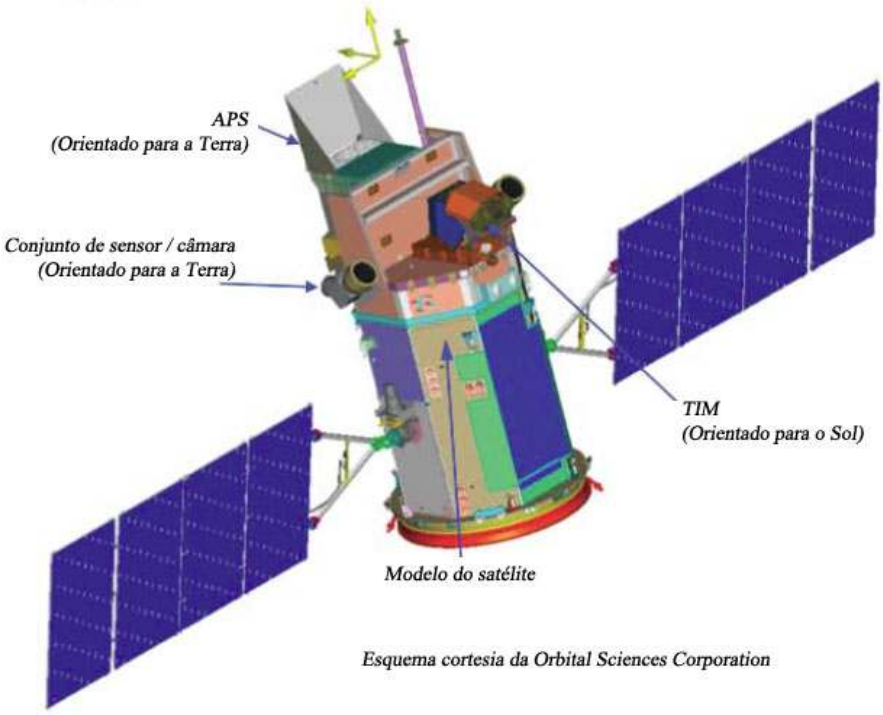
O Glory pretendia ser uma nova ferramenta para nos auxiliar a entender o clima do nosso planeta e a forma como é influenciado pelo ambiente espacial. Infelizmente, o seu lançamento a 23 de Fevereiro de 2011 não foi bem sucedido.

Glory, estudo do clima e da atmosfera

O Glory é um satélite que pretendia investigar o clima e a atmosfera terrestre. O satélite utilizava o desenho do modelo LEOStar da *Orbital Sciences Corporation*, com painéis solares móveis, estabilização espacial nos seus três eixos e capacidades de comunicações em banda X e banda S. O Glory iria fazer parte da denominada constelação 'Comboio A' composta por seis satélites científicos que orbitam não muito longe uns dos outros.

A missão do Glory seria a recolha de dados sobre as propriedades e a distribuição dos aerossóis na atmosfera terrestre, e sobre a irradiância solar para os registos do clima a longo termo. O satélite deveria ser operado pelo Centro de Voo Espacial Goddard da NASA em Greenbelt, Maryland.

Orbitando numa órbita terrestre baixa onde iria obter os dados que permitiriam aos cientistas obter conclusões sobre o efeito dos aerossóis na atmosfera terrestre e nos seus sistemas climáticos, e medir os efeitos da irradiância solar na Terra. O Glory deveria atingir estes objectivos ao utilizar dois instrumentos separados: o *Aerosol Polarimetry Sensor* (APS) e o *Total Irradiance Monitor* (TIM). O APS iria recolher dados globais sobre os aerossóis baseados em medições da luz reflectida na região espectral da luz solar reflectida na atmosfera terrestre. Como as nuvens podem ter um impacto significativo na qualidade destas medições, uma câmara a bordo será utilizada para distinguir entre cenários limpos ou cheios de nuvens. Uma missão de três anos (podendo chegar aos cinco anos) proporcionaria um período de tempo mínimo para observar alterações sazonais e regionais, e para caracterizar a evolução dos aerossóis durante diferentes eventos climáticos, tais como o *El Niño*, erupções vulcânicas, etc. Por seu lado, o TIM, desenvolvido e fornecido pelo Laboratório para a Física Atmosférica e Espacial da Universidade do Colorado, iria recolher medições de alta precisão da irradiância solar total, ou a quantidade de radiação solar na atmosfera terrestre num determinado período de tempo. O TIM era baseado num instrumento anteriormente lançado a bordo do satélite SORCE[5].



Esquema cortesia da Orbital Sciences Corporation

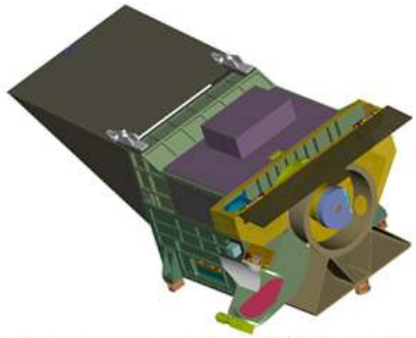
A estrutura do Glory consistia de uma estrutura ortogonal em alumínio e num módulo de propulsão a hidrazina contendo combustível suficiente para 36 meses de serviço. A estrutura do satélite forneceria energia para a carga científica; telemetria de comando, interfaces de dados científicos (incluindo armazenamento de dados a bordo); e um subsistema de controlo de atitude para suportar os requisitos dos instrumentos. O satélite tinha uma massa de 528 kg.

[5] O SORCE '*Solar Radiation and Climate Explorer*' Solstice/SAVE (27651 2003-004A) foi lançado às 2013:35UTC do dia 25 de Janeiro de 2003 por um foguetão Pegasus-XL (M32) "Zephyr".

Aerosol Polarimetry Sensor (APS)

Os aerossóis incluem, mas não estão limitados a, fumo, poeiras, cinzas vulcânicas, «*spray*» marítimo, nuvens polares estratosféricas, e *smog*. Apesar das partículas nebulosas poderem ser consideradas como um tipo particular de aerossol, é convencional colocaram-nas numa categoria separada.

As nuvens de água líquida são definidas como partículas distintas de espessura óptica compostas de pequenas gotas, as nuvens cirrus são definidas como camadas de partículas visíveis ou sub-visíveis (quer sejam naturais ou artificiais, tais como os rastros dos aviões), que estão na parte superior da troposfera / baixa estratosfera e são compostas de cristais de gelo que variam de vários micrómetros a um milímetro.



Preliminary Aerosol Polarimeter Sensor (APS) Instrument Rendering

O *Aerosol Polarimetry Sensor* (APS) do Glory seria o único instrumento capaz de levar a cabo medições que podem distinguir vários tipos de aerossóis.

O APS seria utilizado para determinar:

1. A distribuição global dos aerossóis naturais e antropogénicos (partículas negras de carbono, sulfatos, etc.) com uma precisão e cobertura suficientes para uma quantificação fiável de:

- Os efeitos dos aerossóis no clima;

- A componente antropogénica do efeito dos aerossóis;

- As potencias variações seculares no efeito dos aerossóis causados por factores naturais e antropogénicos.

2. O impacto directo dos aerossóis nos níveis de radiação e os seus componentes naturais e antropogénicos.

3. O efeito dos aerossóis nas nuvens (tempo de vida, microfísica, e precipitação) e os seus componentes naturais e antropogénicos.

4. Investigar a possibilidade de técnicas melhoradas para a medição do carbono negro e absorção de poeiras para melhorar as estimativas mais precisas da sua contribuição para as funções do clima.

Dados do APS

Os limites científicos dos dados do APS e os seus objectivos científicos são caracterizados da seguinte forma:

- Requisitos científicos:

  a) Espessura óptica dos aerossóis;

  b) Tamanho das partículas dos aerossóis;

  c) Índice refractivo dos aerossóis, albedo de reflexão única, e forma;

  d) Espessura óptica das nuvens;

  e) Distribuição do tamanho das partículas das nuvens.

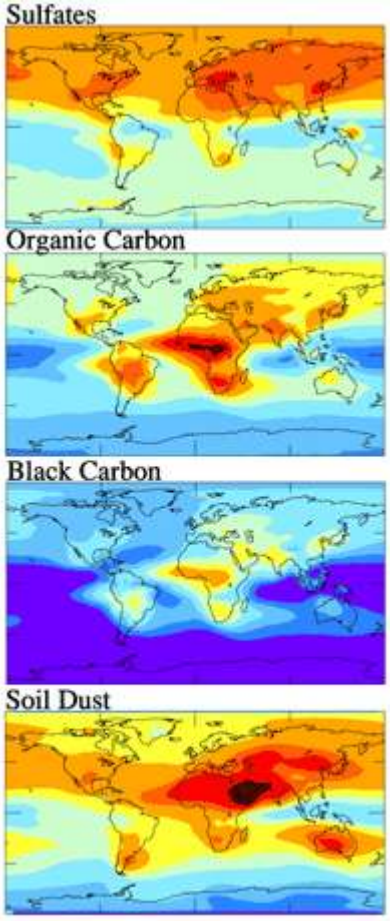
- Objectivos científicos:

  Albedo de reflexão única derivado de um flash de luz momentâneo;

  - Albedo de reflexão única derivado da técnica de absorção diferencial de 412 nm;

  - Espessura óptica dos aerossóis derivada da combinação APS MODIS;

  - Fracção do modo fino dos aerossóis derivada da inversão combinada do APS MODIS.



Aerosol Measurements

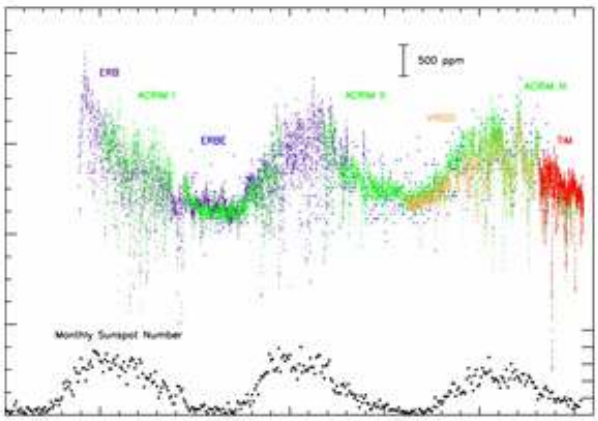
As figuras em cima mostram 'Simulações de modelos da distribuição global dos aerossóis em vez das medições de aerossóis.

Total Irradiance Monitor (TIM)

A Irradiância Total Solar (ITS) juntamente com a absorção e a reflexão desta radiação pela atmosfera terrestre, determinam as temperaturas globais gerais no planeta.

Alterações na irradiância solar e na composição da atmosfera podem causar alterações climáticas globais. A irradiância solar é um fenómeno puramente natural, enquanto que a composição da atmosfera é fortemente influenciada por biprodutos das sociedades industriais modernas. No século passado, a temperatura média da superfície da Terra aumentou cerca de 0,5 ºC.

A medição continuada da ITS para determinar os efeitos do Sol no clima da Terra, com a precisão actual e sem falhas temporais no conjunto de dados, constitui o requisito de irradiância solar para a missão Glory. É essencial que não haja falhas temporais nos dados, pois cada alteração medida no clima deve ser apropriadamente interpretada no contexto de algum alteração na irradiância solar. O instrumento TIM irá recolher medições de alta precisão da irradiância solar total utilizando um radiómetro de cavidade activo que monitoriza as alterações na luz solar incidente na atmosfera terrestre. Devido ao facto de o TIM ser desenhado para operar nominalmente numa orientação de observação solar, está colocado numa plataforma baseada numa suspensão cardan que acomoda a sua orientação independentemente da atitude de observação nadir do veículo.



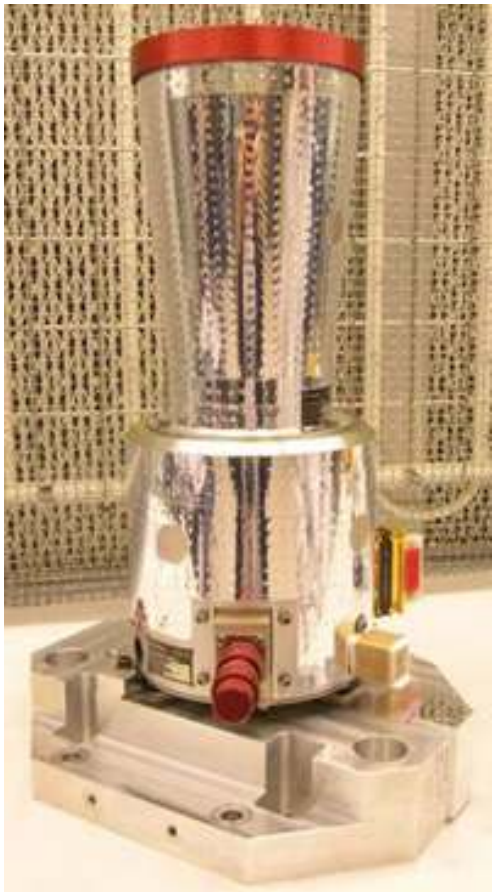
Total Solar Irradiance Composite

Dados da irradiância solar total obtidos por um instrumento TIM abordo do satélite SORCE.

Dados do TIM

Os requisitos fundamentais para o TIM é o de levar a cabo medições diárias e precisas da ITS e relacioná-las com medições prévias para forma um registo de longo termo.

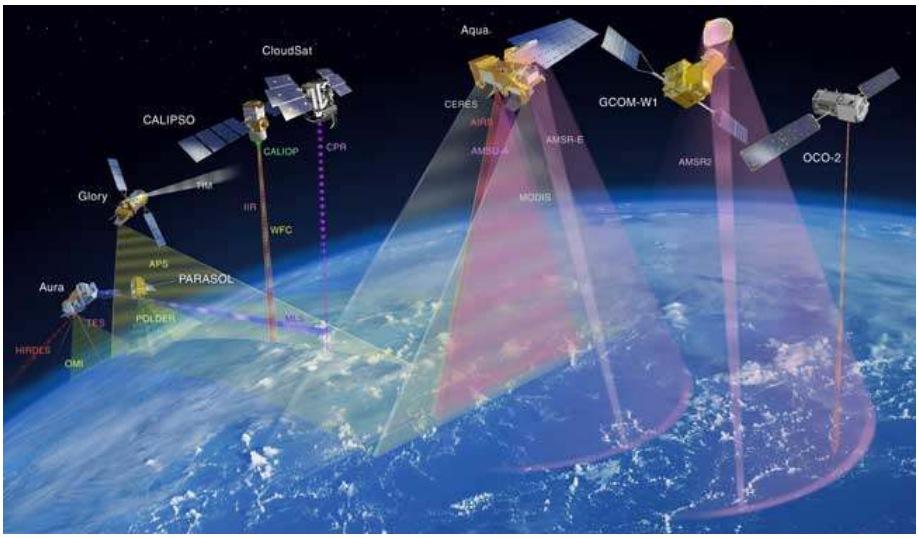
Câmara de Nuvens



A Câmara de Nuvens não é um instrumento separado, sendo utilizada para auxiliar na detecção de nuvens no pixel nadir do APS.

Esta câmara é um radiómetro com grande resolução espacial de duas bandas que pretende facilitar a identificação dos pixels do APS contaminados com nuvens e determinar a fracção da área do pixel ocupada por nuvens. Sobre o oceano, a câmara será também utilizada para determinar a carga de aerossóis e a fracção de modo fino sobre uma grande área baseado em modelos microfísicos de aerossóis determinados a partir de medições do APS para os pixels nadir.

A análise dos dados da câmara de nuvens irá proporcionar a cobertura sobre uma área finita de carga de aerossóis e a fracção de modo fino sobre o oceano aberto para proporcionar dados suplentes para o que está planeado com o APS e o MODIS-Aqua na eventualidade de que os dados do MODIS não estejam disponíveis.



Cargas secundárias: KySat-1, Hermes e Explorer-1 Prime

Para além do satélite Glory, considerado como a carga principal a bordo do foguetão Taurus-XL, seriam colocados em órbitas três pico-satélites que pequenas dimensões: o KySat-1, o Hermes e o Explorer-1 Prime.

O satélite KySat-1 (imagens ao lado e em baixo cedidas pela *Kentucky Space*) foi o primeiro satélite construído pela *Kentucky Space*. Era um CubeSat com uma massa de 1 kg, alimentado a energia solar e mede 0,1 metros de aresta. Uma vez a sua colocação em órbita confirmada pelos computadores de bordo, os controladores em Terra deverão operar o satélite durante 18 a 24 meses. Após devidamente orientado em órbita, o KySat-1 estaria disponível para ser utilizado por estudantes não só do Kentucky mas também do mundo inteiro, que lhes permitiria enviar comandos seleccionados para o satélite e descarregarem os dados recebidos.

Desenvolvido pelo *Colorado Space Grant Consortium* (CoSGC), o pequeno Hermes (imagem em baixo) é um CubeSat que tinha como objectivo melhorar as comunicações destes satélites através do teste em órbita de um sistema de comunicações em banda S de grande fluxo de dados que iriam permitir a transmissão de grandes quantidades de dados, tornando assim possível as actividades científicas e a obtenção de imagens através deste tipo de satélites.

O projecto também pretendia criar um modelo de satélite facilmente reprodutível e extensível para apoiar futuras missões, permitindo assim a futuras equipas do consórcio CoSGC focalizarem-se mais nos aspectos científicos dos veículos espaciais em órbitas terrestres baixas em vez da logística no desenho desses veículos. A missão pretende também assim a caracterização dos ambientes típicos dos CubeSat através da obtenção de dados relacionados com a temperatura e campo magnético ao longo da missão.

O Explorer-1 PRIME era um CubeSat da *Montana Space Grant Consortium* desenvolvido pelo *Space Science and Engineering Laboratory* (SSEL) da Universidade Estadual do Montana.

Com uma massa de 1 kg, o satélite tinha como missão detectar as cinturas de radiação de Van Allan em honra do 50º aniversário do satélite Explorer-1. O Explorer-1 PRIME transportava um contador Geiger doado por Van Allan que será utilizado para medir a intensidade e variabilidade das cinturas na órbita terrestre baixa.

O satélite irá também demonstrar o software desenvolvido no SSEL e que utiliza um chip rádio para fechar uma ligação de dados com hardware de rádio amador standard, permitindo assim a todas as pessoas o contacto com o satélite e descarregar dados científicos e de manutenção.

O foguetão Taurus-XL (Taurus-3110)

O foguetão lançador Taurus foi desenvolvido pela *Orbital Sciences Corporation* (OSC) para proporcionar um meio barato, fiável e flexível para colocar pequenas cargas em órbita. O veículo foi originalmente desenvolvido para as necessidades do Programa SSLV (*Standard Small Launch Vehicle*) da agência DARPA (*Defense Advanced Research Projects Agency*). Os requisitos desse programa sublinhavam a necessidade da fiabilidade do sistema, transportabilidade, e operacionalidade a partir de localizações austeras. Após o seu voo inaugural, a OSC iniciou o trabalho de desenvolvimento de uma versão melhorada do lançador. Esta configuração, que é o lançador que é oferecido comercialmente, difere da versão SSLV principalmente devido à utilização do motor de propulsão sólida ATK Thiokol Castor 120 no primeiro estágio em lugar do estágio Peacekeeper utilizado no primeiro voo. Os esforços da OSC resultaram num sistema de lançamento simples e robusto que tem sido bastante bem sucedido e está em produção para apoiar vários clientes comerciais e governamentais.

O sistema Taurus também inclui um conjunto completo de equipamento transportável LSE (*Launch Support Eqquipment*) destinado a permitir que o lançador seja operado como um sistema independente de lançamento de satélites. Enquanto que o sistema Taurus é capaz de realizar operações independentes, é tipicamente lançado a partir de um polígono de lançamento já estabelecido; assim, o veículo e o equipamento LSE são compatíveis com polígonos norte-americanos na Base Aérea de Vandenberg, no Cabo Canaveral AFS e em Wallops Island. Uma rede de comunicações liga o LSE com o Centro de Controlo

Descrição do lançador

O foguetão Taurus é um lançador a quatro estágios, de orientação inercial, e que só utiliza propulsão sólida. As margens de desenho conservadoras, sistemas estruturais avançados, sistemas aviónicos modernos, e integração e teste simplificados, originaram um desenho de um lançador robusto e muito fiável. Adicionalmente, as acomodações de carga do Taurus e interfaces foram desenhadas para satisfazer um grande leque de potenciais requisitos de cargas.

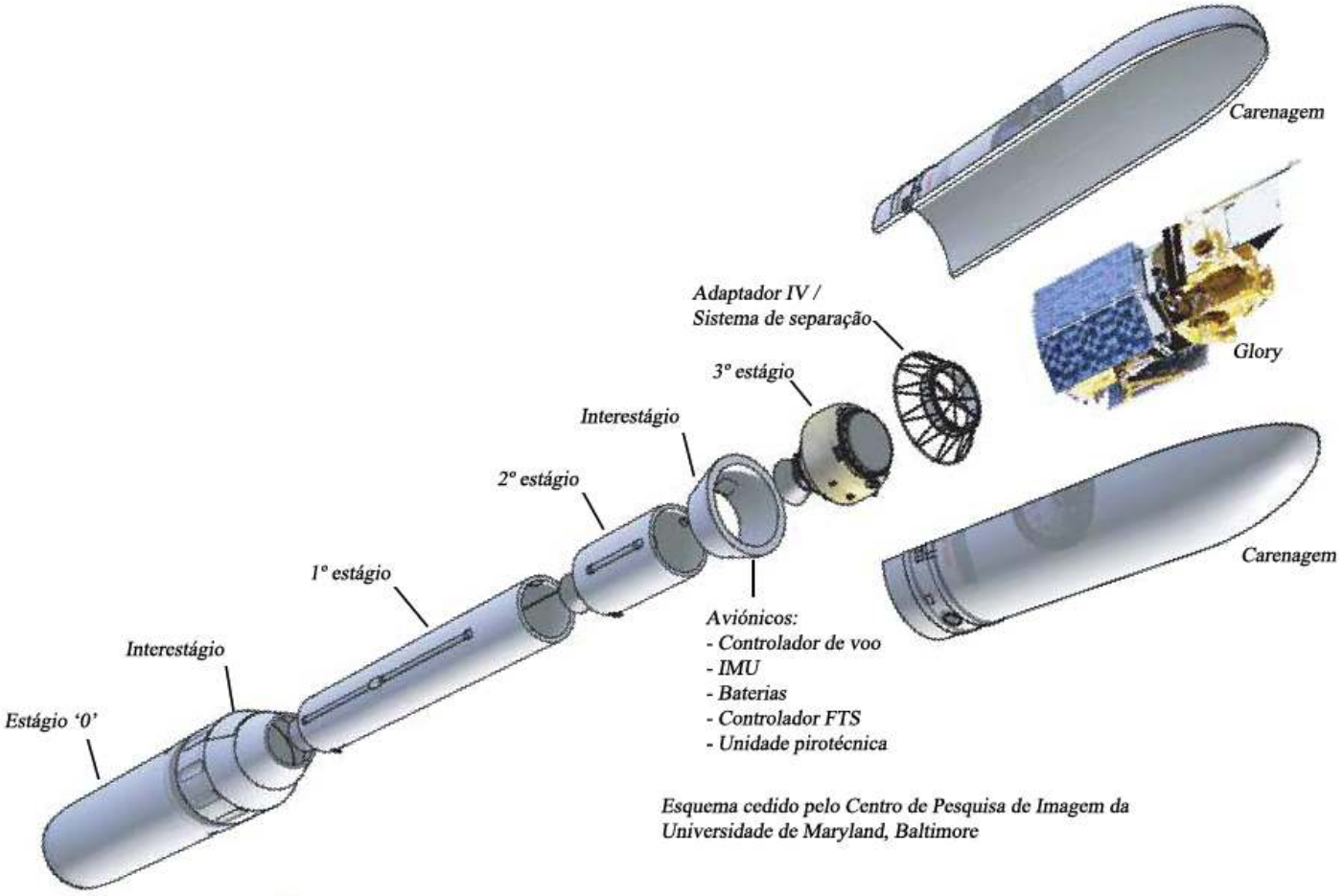
O lançador foi desenhado para permitir a selecção por parte das cargas da melhor configuração que melhor cumpra os requisitos da missão. Um sistema de numeração é utilizado para distinguir as várias configurações do veículo. Este sistema também descreve a performance dos lançadores.

Configuração do lançador	Tamanho da carenagem	Motor do 3º estágio	Motor do 4º estágio
1 – Taurus SSLV (primeiro estágio Peacekeeper para o estágio '0')	1 – 63'' (1,60 metros)	0 – (não existe)	0 – (não existe)
2 – Taurus Comercial, 'Standard' (estágio '0' Castor 120, estágio '1' e estágio '2' com comprimento standard	2 – 92'' (2,34 metros)	1 – Orion 38	3 – STAR 37
3 – Taurus Comercial 'XL' (estágio '0' Castor 120, estágio '1' e estágio '2' com comprimento XL		3 – STAR 37	

O primeiro estágio do foguetão Taurus (designado Estágio '0') é o motor ATK Thiokol Castor 120 *Solid Rocket Motor* (SRM). Este motor é um substituto comercial do primeiro estágio Peacekeeper que foi utilizado no voo inaugural do Taurus. A performance e as características físicas do Castor 120 estão proximamente relacionadas com o motor Peacekeeper. O aglutinante do propolente, e o conteúdo sólido e de alumínio são os mesmos, o comprimento e o peso são aumentados de forma modesta, e a balística é ligeiramente reformulada para criar um perfil de força e um ambiente de voo mais benignos enquanto consegue uma mais elevada performance

A secção interestágio estágio '0' / '1', é uma secção fabricada em alumínio que se prolonga desde a secção dianteira do Castor 120 até à parte posterior do motor do estágio '1', com um diâmetro máximo de 2,3 metros até a um diâmetro mínimo de 1,3 metros. O interestágio é fabricado em duas secções: o interestágio inferior, que permanece com o estágio '0', e o interestágio superior que permanece com o estágio '1'. Uma junta entre a secção inferior e superior permite ao conjunto de estágios superiores do lançador ser acoplado ao estágio '0', enquanto que um sistema de separação de carga linear corta as suas secções do interestágio na ingnição do estágio '1'. A secção inferior é desenhada para acomodar uma separação a quente do estágio '1' através da incorporação de pontos de ventilação na secção cilíndrica da estrutura. Painéis aerodinâmicos que cobrem os pontos de ventilação são ejectados mesmo antes da ignição do estágio '1'.

Os estágios superiores do Taurus (conhecidos como estágios '1', '2', e '3') são os motores ATK Orion 50S (standard e XL), Orion 50 (standard e XL) e Orion 38, respectivamente. Estes motores foram originalmente desenvolvidos para o Programa Pegasus da OSC e foram adaptados para serem utilizados no foguetão Taurus. Características de desenho comuns, materiais e técnicas de produção foram aplicadas a estes motores para maximizar a fiabilidade e eficiência de produção. Estes motores estão totalmente qualificados para o voo devido ao conservadorismo do seu desenho, testes de ignição no solo e numerosos voos.



Esquema cedido pelo Centro de Pesquisa de Imagem da Universidade de Maryland, Baltimore

Motor	Castor 120	Orion 50XL	Orion 38	Orion 50	Orion 50SXLG	Orion 50SG
Fabricante	ATK	ATK	ATK	ATK	ATK	ATK
Propolente	Sólido HTPB	Sólido HTPB	Sólido HTPB	Sólido HTPB	Sólido HTPB	Sólido HTPB
Comprimento total, cm	906	311	134	264	894	753
Diâmetro, cm	238	128	97	128	128	128
Massa do Propolente, kg	48.960	3.925	770	3.024	15.023	12.147
Tempo de queima, s	80,3	69,4	68,5	75,1	68,4	74,2
Força Máxima em vácuo, kN	1.904	196	36	134	704	554
Impulso Específico Efectivo em Vácuo, Nsec/kg	2.764	2.838	2.817	2.846	2.797	2.797

A estrutura da popa do lançador fabricada em grafite / epoxy proporciona a transição entre o motor do estágio '2' (1,3 metros de diâmetro) para a secção de aviónicos (1,6 metros de diâmetro). A popa é uma estrutura em sanduíche construída utilizando um núcleo de espuma e placas de epoxy. A secção de aviónicos, também uma estrutura de grafite / epoxy, suporta a parte de aviónicos e transporta as principais cargas estruturais da carenagem de protecção para o cone de carga. A secção de aviónicos em alumínio transporta os sistemas aviónicos do terceiro estágio. Esta secção tem uma forma anelar para maximizar a utilização do volume disponível e permitir ao motor do estágio '3' ser suspenso a partir do cone de carga ao longo da secção. Isto retira o motor '3' do caminho principal das cargas estruturais e proporciona a flexibilidade para acomodar configurações alternativas do estágio superior.

O desenho dos sistemas aviónicos do Taurus é totalmente digital com processadores distribuídos. A fiabilidade da missão é conseguida com a utilização de desenhos simples, componente altamente fiáveis, grandes margens de desenho e testes extensivos ao nível das caixas, subsistemas e sistemas. O coração do sistema de aviónicos é o computador de voo, que comunica com todos os subsistemas do veículo e com o LSE utilizando ligações de dados digitais RS-422. Todos os aviónicos no veículo contêm microprocessadores integrais para executarem processamentos locais e para executarem comunicações com o computador de voo.

A orientação, navegação e controlo do veículo é levada a cabo com dados provenientes do sistema de navegação SIGI da Honeywell e com o giroscópio LN-200 da Northrop Grumman. O SIGI é um navegador espacial que foi já utilizado nos lançadores Pegasus e

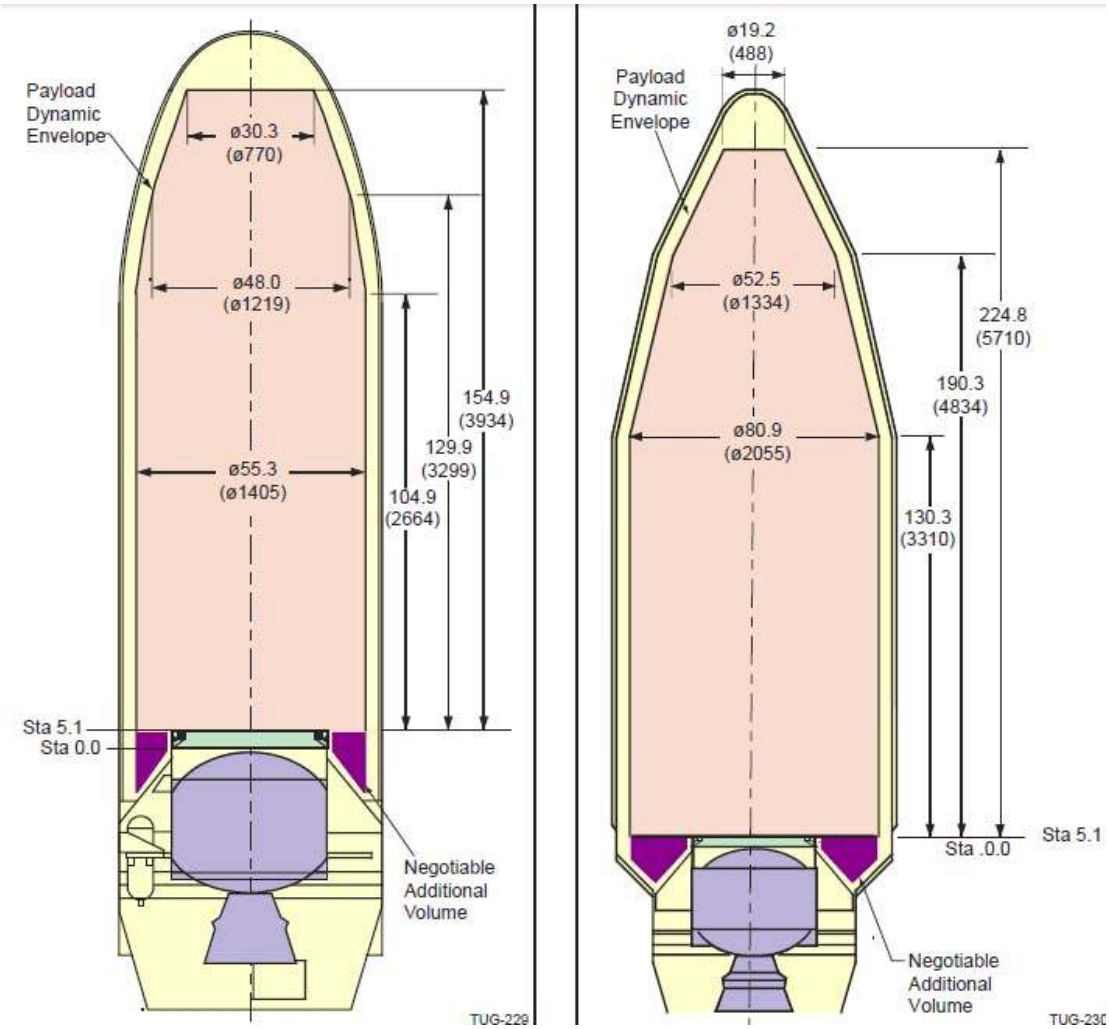
Taurus bem como noutros veículos da OSC (veículos alvo e de intercepção). Estes voos anteriores demonstraram a excelente precisão de navegação do SIGI. O LN-200 é um giroscópio localizado no estágio '1'. O LN-200, utilizado durante a fase de voo do estágio '0', fornece uma medição adicional dos níveis de atitude do veículo para serem utilizados pelo piloto automático. O LN-200 foi utilizadas em todas as missões do Taurus, com a excepção da T1.

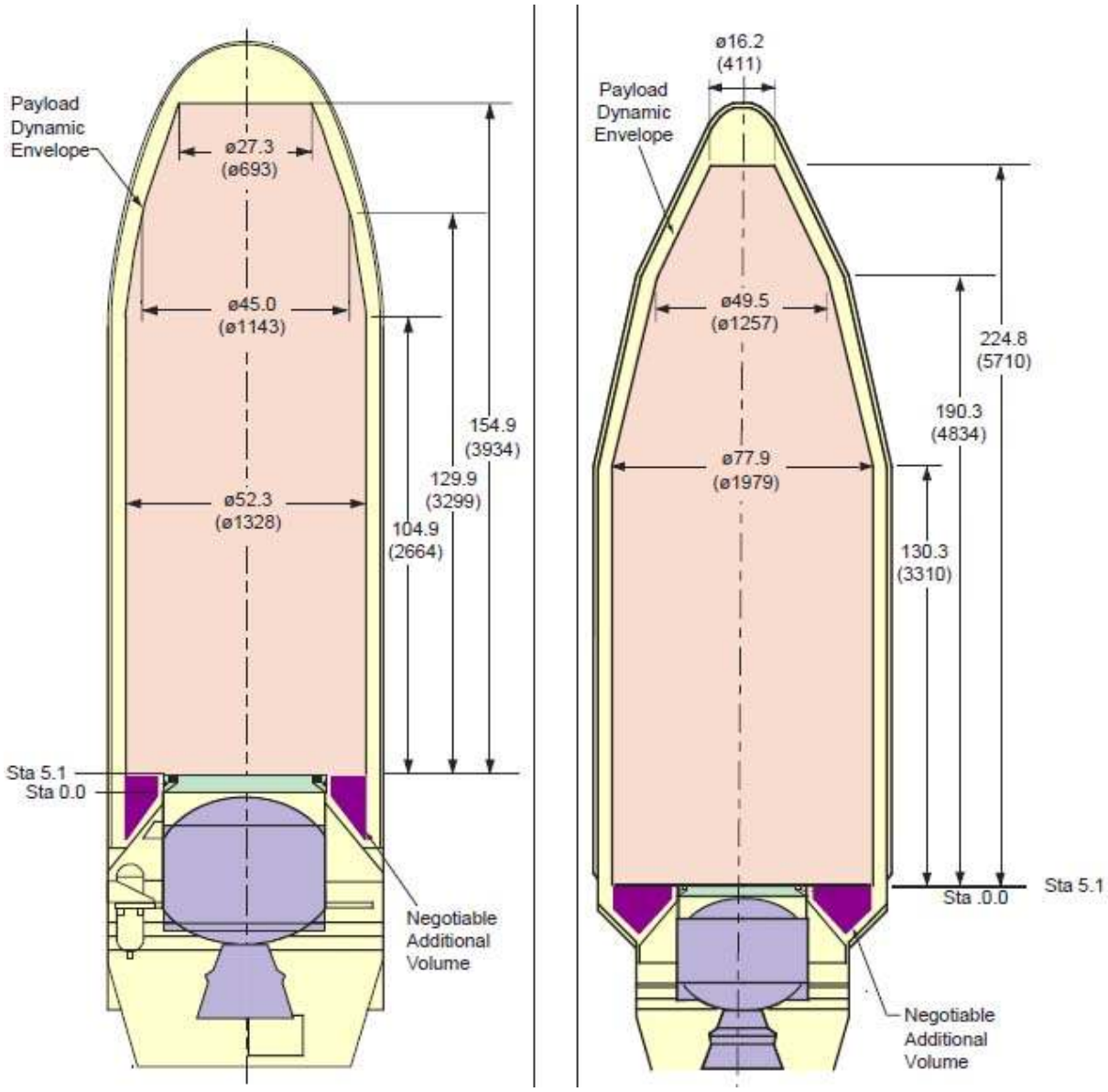
A OSC oferece duas carenagens de protecção para encapsular a carga e protegê-la, controlando a contaminação durante o processamento no solo, nas operações integradas e durante o voo. Ambas as carenagens são conchas bissectoras fabricadas em grafite / epoxy com um núcleo em favos de alumínio. Ambas as carenagens do Taurus com um diâmetro de 1,6 metros, fabricadas pela *Vermont Composites*, e de 2,34 metros, fabricadas pela *Texas Composites*, foram demonstradas com sucesso em missões do lançador.

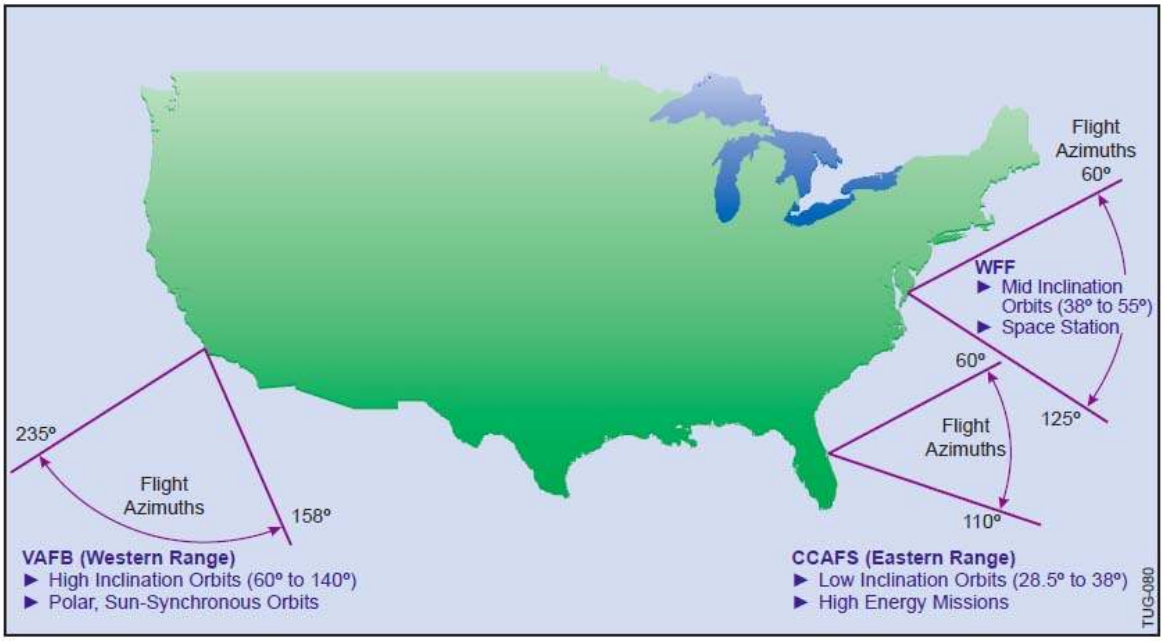
As carenagens foram desenhadas para satisfazer uma variedade de requerimentos de interfaces. Ambos os desenhos proporcionam encapsulamento da carga off-line na carenagem e o transporte deste elemento para o local de lançamento para ser acoplado com o lançador mais tarde no fluxo de operações de voo. As carenagens também proporcionam uma baixa contaminação através de um desenho prudente e selecção de materiais e processos pouco contaminantes. Cada carenagem incorpora cobertores acústicos e ductos internos de ar condicionado para controlar o ambiente das cargas.

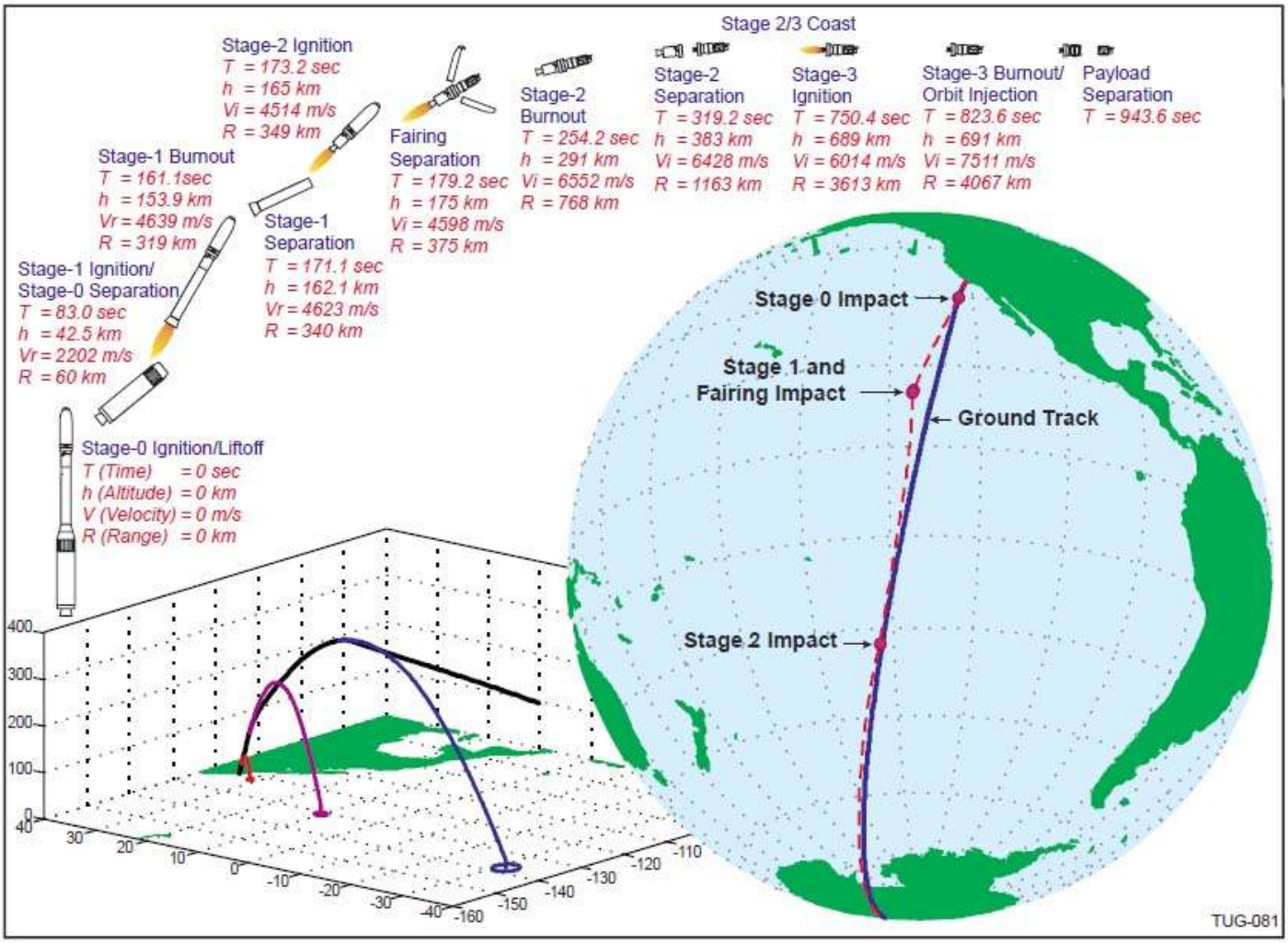
Com a adição de um adaptador estrutural, cada carenagem pode acomodar múltiplas cargas. Esta característica permite que duas ou mais pequenas cargas compartilhem o custo do lançamento.

De seguida estão os esquemas das diferentes carenagens de protecção que podem ser utilizadas nos lançadores Taurus, bem como os diferentes azimutes de voo a partir dos diferentes locais de lançamento.




Payload
Dynamic
Envelope
ø27.3
(ø693)
ø45.0
(ø1143)
ø52.3
(ø1328)
154.9
(3934)
129.9
(3299)
104.9
(2664)
Sta 5.1
Sta 0.0
Negotiable
Additional
Volume
ø16.2
(411)
Payload
Dynamic
Envelope
ø49.5
(ø1257)
ø77.9
(ø1979)
224.8
(5710)
190.3
(4834)
130.3
(3310)
Sta .0.0
Sta 5.1
Negotiable
Additional
Volume


Flight
Azimuths
60°
WFF
► Mid Inclination
Orbits (38° to 55°)
► Space Station
60°
125°
Flight
Azimuths
110°
235°
Flight
Azimuths
158°
VAFB (Western Range)
► High Inclination Orbits (60° to 140°)
► Polar, Sun-Synchronous Orbits
CCAFS (Eastern Range)
► Low Inclination Orbits (28.5° to 38°)
► High Energy Missions
TUG-080



Perfil de voo para o lançamento do foguetão Taurus-XL. Imagem: OSC. Nas imagens em baixo vemos a fase inicial de elevação dos estágios superiores do Taurus-XL antes da acoplagem com o estágio '0'. Imagens NASA.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Modelo	Carga
1994-017	T1	13-Mar-94	22:32:00	1110	USA-101 STEP-M0 'P90-5' (23030 1994-017A) USA-102 DARPASAT (23031 1994-017B)
1998-007	T2	10-Fev-98	13:20:00	2210	GFO-1 (25157 1998-007A) Orbcomm FM3 (25158 1998-007B) Orbcomm FM4 (25159 1998-007C) Celestis-02 (25160 1998-007D)
1998-055	T3	3-Out-98	10:05:00	1110	USA-141 ATEX / STEX (25489 1998-055A)
1999-070	T4	21-Dez-99	7:13:00	2110	KOMPSat (26032 1998-070A) ACRIMSat (26033 1998-070B) Celestis-03 (26034 1998-070C)
2000-014	T5	12-Mar-00	9:29:00	1110	MTI 'Multispectral Thermal Imager' (26102 2000-014A)
2001-F01	T6	21-Set-01	18:49:00	2110	OrbView-4; QuikTOMS; SBD; Celestis-04
2004-018	T7	20-Mai-04	17:47:03.310	3210	RocSat-2 (28254 2004-018A)
2009-F01	T8	24-Fev-09	9:55:31	3110	OCO 'Orbiting Carbon Observatory'
2011-F01	T9	23-Fev-11	10:09:43	3110	Glory; KySat; Hermes; Explorer-1 Prime

Lançamento da Glory

O lançamento da Glory teve lugar às 1009:43UTC do dia 4 de Março de 2011. O lançamento surgiu depois de problemas técnicos terem adiado a missão a partir da sua data original de lançamento a 23 de Fevereiro. Os problemas estiveram relacionados com equipamento de suporte no solo para o foguetão Taurus-XL. Estes problemas foram resolvidos e a *Orbital Sciences Corporation* juntamente com a agência espacial NASA decidiram prosseguir com o lançamento.

As fases iniciais do voo decorreram sem qualquer problema com o motor de propolente sólido Castor-120 do primeiro estágio a entrar em ignição. A separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorreu a T+1m 25s (1011:08UTC), com o motor Orion-50XLG do segundo estágio a funcionar sem problemas e separando-se às 1012:33UTC (T+2m 50s). A ignição do terceiro estágio ocorreu dois segundos mais tarde às 1012:35UTC (T+2m 52s).

A separação da ogiva de protecção deveria ter ocorrido a T+2m 58s (1012:41UTC), mas foi aqui que os problemas começaram. Apesar do sistema de separação ter sido accionado, tornou-se evidente através da telemetria recebida que a carenagem de protecção não se havia separado. Com o seu peso extra o foguetão Taurus-XL não foi capaz de colocar os satélites em órbita apesar dos seus estágios continuarem a funcionar. Com a NASA a declarar de imediato uma continência, os satélites acabariam por cair no Oceano Pacífico.

Logo após o acidente a NASA criou uma comissão para investigar as causas de mais este desaire que representa o segundo em série para o lançador Taurus-XL.

UNITED STATES
ATK

O segundo OTV

A 5 de Março de 2011 a Força Aérea dos Estados Unidos lançava o segundo veículo OTV (*Orbital Test Vehicle*) a partir de Cabo Canaveral. Mais uma vez anunciado como um veículo experimental, depressa se concluiu, devido à relativa falta de informação sobre a missão, que esta será uma missão de vigilância durante a qual poderão ser testadas tecnologias militares novas e inovadoras.

O X-37B Orbital Test Vehicle

Segundo a Força Aérea dos Estados Unidos, o X-37B é um programa de teste experimental destinado a demonstrar as tecnologias para o desenvolvimento de uma plataforma de teste espacial fiável, reutilizável e não tripulada. Os principais objectivos do programa são a demonstração de tecnologias reutilizáveis para o futuro programa espacial dos Estados Unidos e a realização de experiências que podem ser recuperadas e examinadas na Terra.

Baseado num desenho da NASA, o X-37B é o mais recente e mais avançado veículo espacial capaz de regressar da órbita terrestre. O veículo é desenhado para ser lançado na vertical para uma órbita terrestre baixa onde pode levar a cabo experimentação e teste espacial de longa duração. Após receber comandos enviados do solo, o OTV reentra na atmosfera terrestre de forma autónoma, descendo e aterrando de forma vertical numa pista de aterragem. Assim, o X-37B é o primeiro veículo desde o vaivém espacial da NASA com a capacidade de trazer de volta para a Terra para posterior inspecção e análise, mas tendo um tempo de vida em órbita de até 270 dias, o X-37B pode permanecer no espaço por muito mais tempo.

As tecnologias que estão a ser testadas neste programa incluem sistemas avançados de orientação, navegação e controlo, bem como sistemas de protecção térmica, aviónicos, selos e estruturas capazes de resistir a altas temperaturas, sistemas isoladores reutilizáveis, sistemas de voo electromecânicos ultraleves, e o voo orbital, reentrada e aterragem autónomos.

Curta história do X-37B

O *Air Force Rapid Capabilities Office* lidera o programa do OTV para o Departamento de Defesa dos Estados Unidos, estando na direcção do Subsecretário da Defesa para a Aquisição, Tecnologia e Logística d o Secretário da Força Aérea. O esforço do OTV utiliza vastos investimentos de empresas e do governo no programa X-37 por parte da Força Aérea dos Estados Unidos, da NASA e da agência DARPA (*Defense Advanced Research Projects Agency*) para continuar o desenvolvimento deste veículo.

O programa original do X-37 da NASA teve início em 1999 e prolongou-se até Setembro de 2004 quando a NASA transferiu o programa para a DARPA. A NASA tinha como objectivo a construção de dois veículos, um veículo ALTV (*Approach and Landing Test Vehicle*), para testar os sistemas na aterragem e o seu comportamento em voo atmosférico, e um veículo orbital OV. O ALTV validou a dinâmica de voo e prolongou o voo para lá dos testes a baixa velocidade e altitude conduzidos pela NASA entre 1998 e 2001 com o X-40A, uma versão de menor escala do X-37 desenvolvido pelo *Air Force Research Labs*. A DARPA finalizou a porção do programa do X-37 em Setembro de 2006 ao executar com sucesso uma série de voos rebocados e livres. O X-37 OV da NASA nunca foi construído, mas o seu desenho serviu como ponto de partida para o programa do X-37B.

O primeiro X-37B, OTV-1, foi lançado desde o cabo Canaveral AFB a 22 de Abril de 2010 e levou a cabo com sucesso uma aterragem autónoma na Base Aérea de Vandenberg a 3 de Dezembro de 2010, após permanecer 224 dias, 8 horas e 24 minutos em órbita.

Características gerais do X-37B

O X-37B foi construído pela Boeing e tem um comprimento de 8,9 metros, 2,9 metros de altura e uma envergadura de 4,5 metros. No lançamento tem um peso de 4.990 kg. A sua energia é fornecida por painéis solares compostos por células de gálio e arsénio, e por baterias de lítio.

JLG LIFT

A ULA

A 2 de Maio de 2005 a *Boeing Company* e a *Lockheed Martin Corporation* anunciaram a intenção de formar uma empresa conjunta denominada *United Launch Alliance* (ULA) que juntava assim duas das mais experientes e bem sucedidas companhias que suportaram a presença americana no espaço por 50 anos. Em conjunto os lançadores Atlas (*Lockheed Martin*) e Delta (*Boeing*) transportaram mais de 850 cargas para a órbita terrestre e não só, desde satélite meteorológicos, de telecomunicações, veículos militares, satélites científicos e sondas interplanetárias que alargaram o nosso conhecimento do Universo.

A ULA proporciona assim dois veículos capazes de proporcionar um acesso seguro, económico, fiável e eficiente ao espaço para as missões governamentais americanas, continuando assim uma tradição de apoio às iniciativas espaciais estratégicas norte-americanas com soluções de lançamento avançadas e robustas.

A equipa da ULA engloba mais de 3800 funcionários que trabalham em locais espalhados pelos Estados Unidos. A sede da empresa está situada em Denver, Colorado, com a maior parte das actividades de engenharia e administrativas consolidadas nas instalações da *Lockheed Martin Space Systems Company*. As operações de integração e montagem estão localizadas nas instalações de fabrico e montagem da Boeing em Decatur, Alabama. As estruturas mecânicas do Atlas-V, fabrico da ogiva de protecção, do sistema de adaptação e montagem são levadas a cabo em Harlingen, Texas.

As instalações de lançamento utilizadas pela ULA são o SLC-17 (Plataformas A e B), SLC-37 (foguetões Delta-2 e Delta-4, respectivamente) e o SLC-41 (Atlas) no Cabo Canaveral, e SLC-2W (Delta-2), SLC-6 (Delta-4) e o SLC-3E (Atlas-V) na Base Aérea de Vandenberg.

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajectória balística e propulsionado por foguetão. A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo "*single-stage-to-orbit*" ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.

A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation* (*Convair*) foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc de forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a *Convair*, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas *Northrop* e *Martin* que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos.

Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a *Convair* em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no

White Sands Proving Ground entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a *Convair* prosseguiu estudos auto-financiados do projecto.

Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um aumento nos fundos para a defesa e a *Convair* recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a *General Dynamics*, uma nova divisão da *Convair*, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da decolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

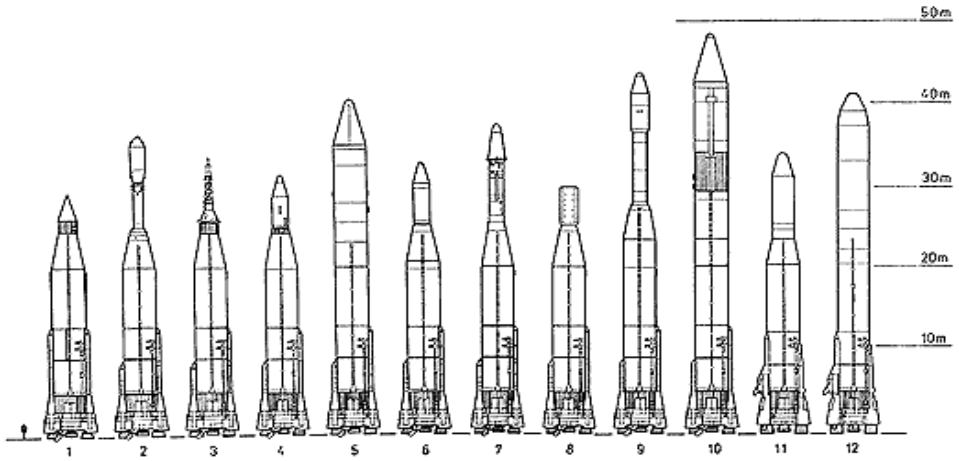
A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu míssil. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhatan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 km.

O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das cápsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50

Veículo Atlas	Características
MX-774	Estudo da *Consolidated-Vultee* para demonstrar a tecnologia que posteriormente seria utilizada no Atlas.
Atlas-A	Primeiro modelo de teste do míssil balístico intercontinental Atlas (Atlas ICBM).
Atlas-B	Primeiro versão completa do Atlas ICBM, possuindo motores separáveis e um único motor de sustentação.
Atlas-C	Última versão de desenvolvimento do Atlas ICBM. Nunca esteve operacional nem tão pouco foi utilizado como lançador espacial.
Atlas-D	Primeira versão operacional do Atlas ICBM e posteriormente utilizado no Programa Mercury.
Atlas-Vega	Projecto que consistia num lançador Atlas equipado com um estágio superior de combustível armazenável. Foi planeado pela NASA como lançador para sondas planetárias e de estudo do espaço profundo antes da disponibilidade do Atlas-Centaur. O desenvolvimento do veículo já era adiantado quando a NASA se apercebeu que a USAF e a CIA já possuíam um lançador virtualmente idêntico em desenvolvimento, o Atlas-Hustler (posteriormente Atlas-Agena) que seria utilizado para as missões Corona de reconhecimento fotográfico. O Atlas-Vega acabou então por ser cancelado.
Atlas-E	Versão inicial totalmente operacional do Atlas ICBM. Sendo utilizado entre 1960 e 1966, era distinto do Atlas-F no seu sistema de orientação. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-F	Última versão operacional do Atlas ICBM, sendo distinto do Atlas-E no seu sistema de orientação. Foi utilizado entre 1961 e 1966. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-Able	Veículo Atlas equipado com um segundo estágio baseado no lançador Vanguard.
Atlas LV-3A / Agena-A	Inicialmente o Agena era designado como Hustler. O veículo era baseado no motor de propulsão nuclear
Atlas LV-3A / Agena-B	Utilização de um estágio superior Agena melhorado.
Atlas LV-3B / Mercury	Utilizado no Projecto Mercury.



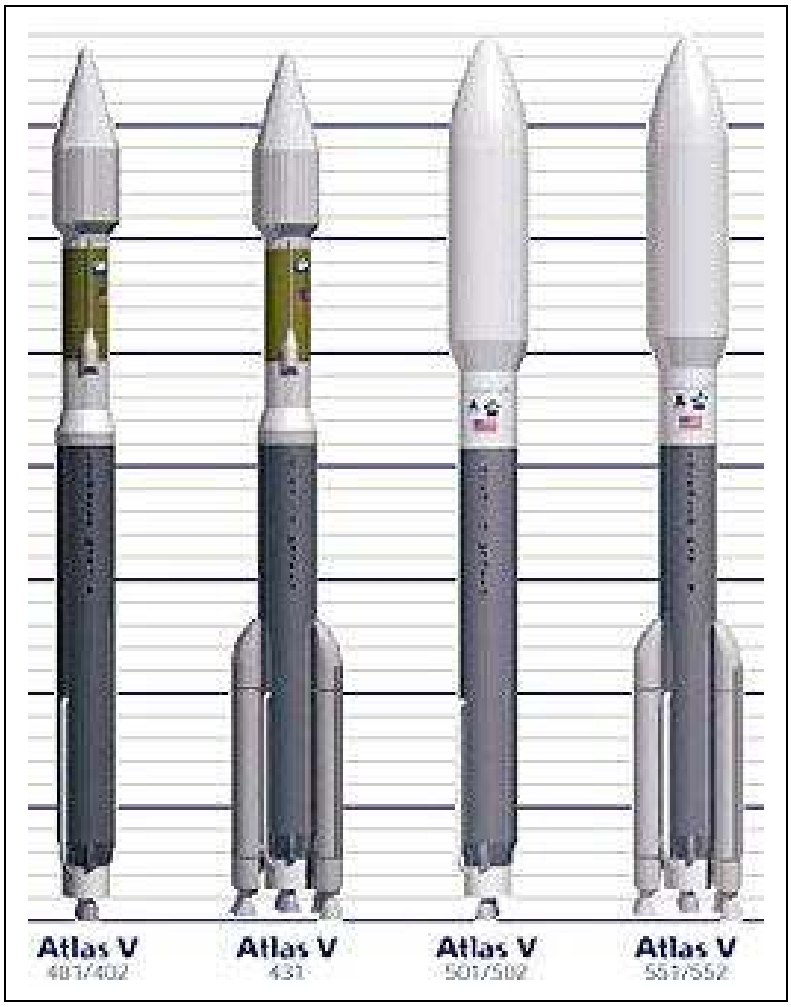
As diferentes versões do lançador Atlas ao longo da História: 1 – Atlas-B Score; 2 – Atlas-Able; 3 – Atlas LV-3 Mercury; 4 – Atlas LV-3 Agena; 5 – Atlas LV-3C Centaur; 6 – Atlas SLV-3 Agena-B; 7 – Atlas SLV-3 Agena-D; 8 – Atlas-E OV-1; 9 – Atlas SLV-3A Agena-D; 10 – Atlas SLV-3D Centaur D-1A; 11 – Atlas-E; 12 – Atlas Agena-D.

A família Atlas-V

A família de lançadores Atlas-V oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-V foi desenvolvido de forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Lauch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (*International Launch Services*) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais.

Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booter*), o Atlas-V divide-se em duas versões: o Atlas-V 400 e o Atlas-V 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas

e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-V 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentado assim a sua capacidade de carga útil.



Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual- Engine Centaur*).

O Atlas-V pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space Launch Complex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station ou* então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-V é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliado por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12.500 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou então 5000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875.000 kgf, tendo um peso de 546.700 kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-V, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 kg e um peso sem combustível de 22.461 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5.393 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.050 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 150 s.

O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também foi utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423.286 kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível. O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-V através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela *NPO Energomash*, Khimky, e sob a direcção da *Lockheed Martin*.

Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40.824 kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela *Aerojet*, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130.000 lgf, tendo um Ies de 275 s e um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-V, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22825 kg e um peso sem combustível de 2.026 kg. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH_2. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 lgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (em metros). Assim, por exemplo quando temo um veículo Atlas-V/400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-V/400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-V/500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.

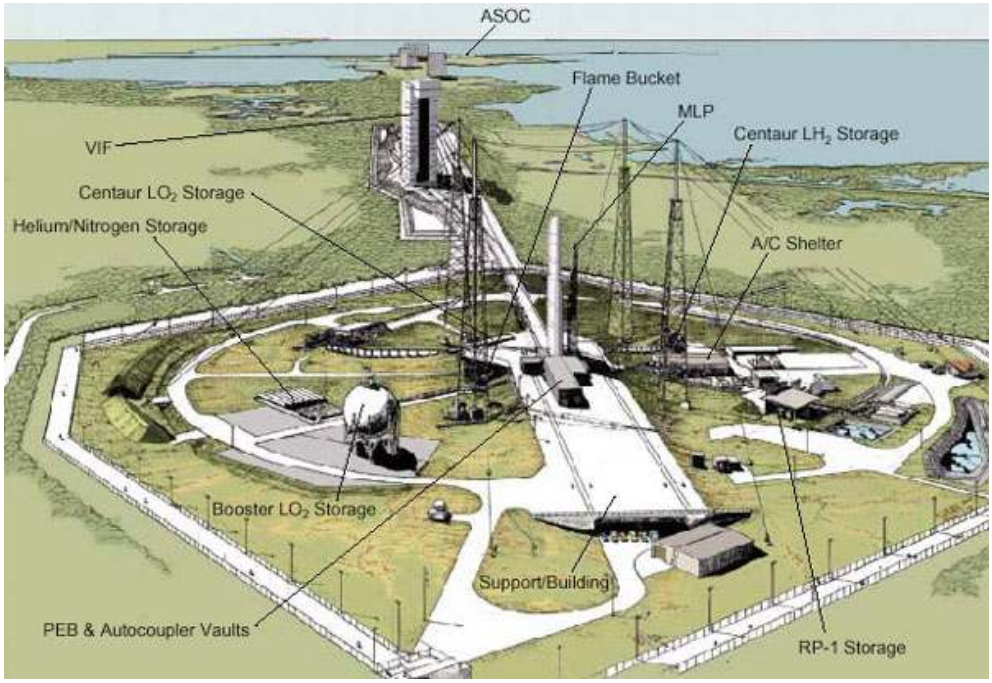
O complexo de lançamento Space Launch Complex-41 (SLC-41)

A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobil Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (*Umbilical Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC[6]. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder.

Em 1986 o complexo sofreu uma renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989[7] e o último a 9 de Abril de 1999[8].

De forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.



A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a *Lockheed Martin* para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-V. Os engenheiros da *Lockheed* foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada par desmantelar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos. Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos vaivéns espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41.

Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois das torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

---

[6] Neste lançamento o foguetão Titan IIIC (3C-8) foi lançado às 1400:01UTC e colocou em órbita os satélites Transtage- 8 (01863 1965-108A); OV2-3 (01863 1965-108A); LES-3 (01941 1965-108D); LES-4 (01870 1965-108B) e Oscar-4 (01902 1965-108C). O OV2-3 permaneceu ligado ao Transtage-8.

[7] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-1 / 45D-1) foi lançado às 1318UTC e colocou em órbita o satélite militar DSP-F14 (20066 1989-046A).

[8] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-32 / 4B-27) foi lançado às 1701:00UTC e colocou em órbita o satélite militar USA-142 DSP-F19 (25669 1999-017A).

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da indústria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira "*clean pad*" a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A "*clean pad*" significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo gasto na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-V Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Titan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela *Lockheed*. Situado a 6,6 km da plataforma de lançamento, é neste edifício multiusos para onde o estágio Atlas-V e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chagada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí, os técnicos da *Lockheed* podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento. No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da *Lockheed*, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente.

O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do software no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite.

No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou

não lançar o Atlas-V. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento.

A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um ecrã de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-V é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes segmentos do Atlas-V e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção "*boat-tail*". As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o e edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído de forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-V para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento. Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m^3 de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Carga
2009-017	4-Abr-09	421	AV-016	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-204 'WGS-2' (34713 2009-017A)
2009-031	18-Jun-09	401	AV-020	Cabo Canaveral	SLC-41	LRO (35315 2009-031A) LCROSS (35316 2009-031B)
2009-047	8-Set-09	401	AV-018	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-207 'PAN' (35815 2009-047A)
2009-057	18-Out-09	401	AV-017	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-210 'DMSP-5D3-18' (35951 2009-057A)
2009-064	23-Nov-09	431	AV-024	Cabo Canaveral	SLC-41	Intelsat-14 (36097 2009-064A)
2010-005	11-Fev-10	401	AV-021	Cabo Canaveral	SLC-41	SDO (36395 2010-005A)
2010-015	22-Abr-10	501	AV-012	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-212 'X37B OTV-1' (36514 2010-015A)
2010-039	14-Ago-10	531	AV-019	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-214 'AEHF-1' (36868 2010-039A)
2010-046	21-Set-10	501	AV-025	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-215 'NROL-41' (37162 2010-046A)
2011-010	5-Mar-11	501	AV-026	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-226 'X-37B OTV-2 FLT-1' (37377 2011-010A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Atlas-V. Tabela: Rui C. Barbosa.

Lançamento do X-37B OTV-2

O lançamento da primeira missão do OTV-2 estava prevista para ter lugar a 4 de Março de 2011, mas acabou por ser adiado por 24 horas devido às más condições meteorológicas. O lançamento acabou por ter lugar com sucesso às 2246UTC do dia 5 de Março. As duas metades da carenagem de protecção do foguetão lançador separaram-se às 2249UTC (T+3m 43s) e às 2250UTC (T+4m 55s) ocorreu o final da ignição do estágio Atlas (fase BECO – *Booster Engine Cut-Off*), com o estágio a separar-se de seguida. A ignição do estágio Centaur ocorreu às 2251UTC (T+5m 10s). A T+18m 30s (2304UTC) o lançador encontrava-se a uma altitude de 312 km de altitude, a uma distância de 3.440 km do Cabo Canaveral e viajando a uma velocidade de 6,92 km/s.

As informações sobre o resultado do lançamento foram fornecidas mais tarde pela ULA e pela Força Aérea dos Estados Unidos, referindo que este teria sido bem sucedido. Para além de referir que esta se trata de uma missão experimental, nada mais foi dito sobre a duração e objectivo da missão.

ATLAS
USAF
ULA

O voo do Grifo

Uma nova missão militar foi lançada pelos Estados Unidos a 11 de Março de 2011 com um foguetão Delta-IV Medium+(4,2) da *United Launch Alliance* (ULA) a colocar em órbita uma missão secreta que os analistas pensam tratar-se de um satélite da série *Satellite Data System-3* (SDS-3).

Os satélites SDS-3

Os satélites SDS-3 são satélites de comunicações que reencaminham os sinais em tempo real provenientes de satélites de reconhecimento nas zonas polares, sendo também utilizados para comunicações com aviões da Força Aérea dos Estados Unidos em rotas polares e fazem a ligação das várias estações terrestres da AFSCN (*Air Force Satellite Control Network*).

Estes satélites representam a terceira geração do sistema SDS. Quatro destes satélites encontram-se em órbitas Molniya (órbitas altamente elípticas) com os restantes a operar em órbitas geossíncronas.

Aparentemente o nome código Quasar parece estar associado a este programa. Os satélites que operam em órbitas Molniya transportam aparelhagem do sistema Heritage que se destina à detecção de lançamentos de mísseis balísticos, no entanto não está confirmado que esta aparelhagem seja transportada.

Satélite	SDS-3	Designação Internacional	NORAD	Designação Militar	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Plataforma Lançamento
USA-137	1*	1998-005A	25148	NROL-5	29-Jan-98	18:37:00	Atlas-IIA (AC-109)	SLC-36A
USA-155	2	2000-080A	26635	NROL-10	6-Dez-00	2:47:00	Atlas-IIAS (AC-157)	SLC-36A
USA-162	3	2001-046A	26948	NROL-12	11-Out-01	2:32:00	Atlas-IIAS (AC-162)	SLC-36B
USA-179	4*	2004-034A	28384	NROL-1	31-Ago-04	23:17:00	Atlas-IIAS (AC-167)	SLC-36A
USA-198	5*	2007-060A	32378	NROL-24	10-Dez-07	22:05:00	Atlas-V/401 (AV-015)	SLC-41
USA-227	6	2011-011A	37377	NROL-27	11-Mar-11	23:38:00	Delta-IV Medium+(4,2) (D353)	SLC-37B

Os satélites SDS-3 colocados em órbita. Todos os lançamentos foram levados a cabo desde o Cabo Canaveral AFS, Florida. Os satélites assinalados com * encontram-se em órbitas Molniya enquanto que os restantes encontram-se em órbitas geossíncronas. Tabela Rui C. Barbosa

O foguetão Delta-IV

O segundo veículo lançador do programa EELV (*Evolved Expendable Launch Vehicle*) lançado pela Força Aérea dos Estados Unidos para o desenvolvimento de novos foguetões, foi o Delta-4. Este veículo baseia-se numa secção central comum CBC (*Common Booster Core*) a várias versões do lançador: Delta-4 Small, Delta-4 Medium, Delta-4 Medium+(4.2), Delta-4 Medium+(5.2), Delta-4 Medium+(5.4) e Delta-4 Heavy (ver diferentes características na página seguinte). O desenvolvimento da versão Delta-4 Small foi entretanto cancelado.

O Delta-4 Medium é um lançador a dois estágios com um peso bruto de 249.500 kg, desenvolvendo 295.000 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 63,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com uma diâmetro de 4,0 metros) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 8.600 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 4.210 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O Delta-4 Medium+(4.2) é um modelo básico Delta-4 Medium auxiliado por dois propulsores laterais a combustível sólido. Tem um peso bruto de 292.732 kg, desenvolvendo 426.570 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 66,2 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com uma diâmetro de 4,0 metros) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 11.700 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 5.845 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Esta foi a primeira versão utilizada do Delta-4.

		Medium	Medium+ (4.2)	Medium+ (5.2)	Medium+ (5.4)	Heavy
Propulsores laterais			GEM 60	GEM 60	GEM 60	Delta RS-68
	Peso bruto (kg)	-	33.798,00	33.798,00	33.798,00	226.400,00
	Peso sem combustível (kg)	-	3.849,00	3.849,00	3.849,00	26.760,00
	Força vácuo (kgf)	-	88.452,00	88.452,00	88.452,00	337.807,00
	Diâmetro (m)	-	1,52	1,52	1,52	5,1
	Envergadura (m)	-	1,5	1,5	1,5	5,1
	Comprimento (m)	-	13,0	13,0	13,0	40,8
	Iesp (s)	-	275	275	275	420
	Inm (s)	-	243	243	243	365
	Tq (s)	-	90	90	90	249
	Propolentes	-	Sólido	Sólido	Sólido	LOX/LH_2
	N.º motores	-	1 (GEM 60)	1 (GEM 60)	1 (GEM 60)	1 (RS-28)
Primeiro estágio CBC		Delta RS-68	Delta RS-68	Delta RS-68	Delta RS-68	Delta RS-68
	Peso bruto (kg)	226.400,00	226.400,00	226.400,00	226.400,00	226.400,00
	Peso sem combustível (kg)	24.494,40	24.494,40	24.494,40	24.494,40	24.494,40
	Força vácuo (kgf)	337.807,00	337.807,00	337.807,00	337.807,00	337.807,00
	Diâmetro (m)	5,1	5,1	5,1	5,1	5,1
	Envergadura (m)	5,1	5,1	5,1	5,1	5,1
	Comprimento (m)	38,0	38,0	38,0	38,0	38,0
	Iesp (s)	420	420	420	420	420
	Inm (s)	365	365	365	365	365
	Tq (s)	249	249	249	249	249
	Propolentes	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2
	N.º motores	1 (RS-68[9])	1 (RS-68)	1 (RS-68)	1 (RS-68)	1 (RS-68)
Segundo estágio		Delta 4-2	Delta 4-2	Delta 4-2	Delta 4-2	Delta 4H-2
	Peso bruto (kg)	24.170,00	24.170,00	24.170,00	24.170,00	30.710,00
	Peso sem combustível (kg)	2.850,00	2.850,00	2.850,00	2.850,00	3.490,00
	Força vácuo (kgf)	11.222,00	11.222,00	11.222,00	11.222,00	11.222,00
	Diâmetro (m)	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4
	Envergadura (m)	4,0	4,0	4,0	4,0	5,0
	Comprimento (m)	12,0	12,0	12,0	12,0	12,0
	Iesp (s)	462	462	462	462	462
	Inm (s)	-	-	-	-	-
	Tq (s)	850	850	850	850	1.125
	Propolentes	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2	LOX/LH_2
	N.º motores	1 (RL-10B-2[10])	1 (RL-10B-2)	1 (RL-10B-2)	1 (RL-10B-2)	1 (RL-10B-2)

[9] O motor RL-68 é um motor criogénico desenvolvido pela *Rocketdyne Propulsion & Power* da *Boeing Company*. É capaz de desenvolver 337.807 kgf (vácuo) no lançamento e tem um Ies de 420 s, durante um Tq de 249s. Tem um peso de 6.597 kg e uma câmara de combustão. (Ver texto).

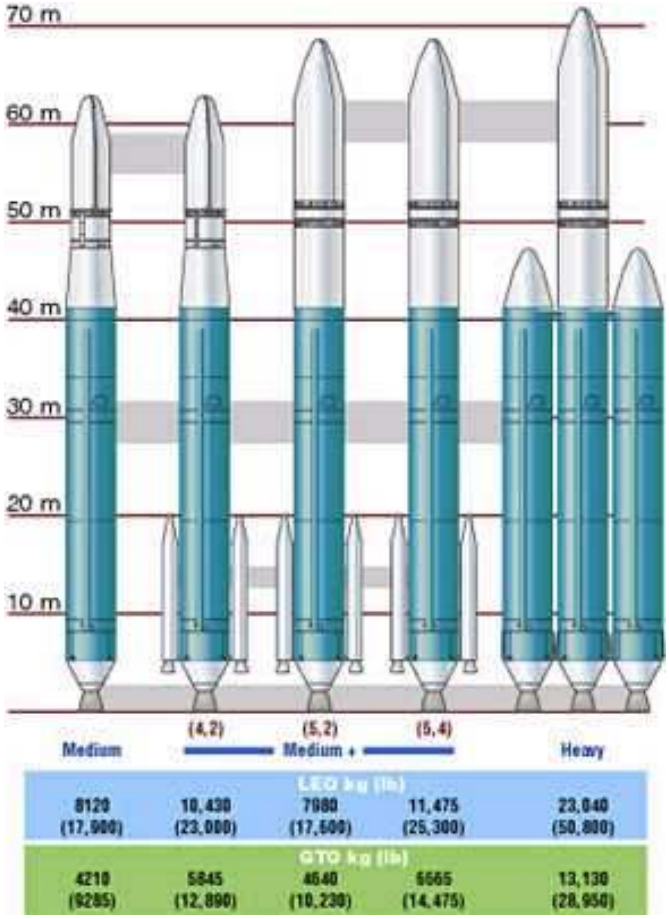
[10] O motor RL-10B-2 é um motor criogénico desenvolvido pela *Pratt & Whitney* e já utilizado no Delta-3. É capaz de desenvolver 11.226,60 kgf (vácuo) no lançamento e tem um Ies de 465,5 s, durante um Tq de 700s. Tem um diâmetro de 2,1 metros e uma câmara de combustão.

O Delta-4 Medium+ (5.2) é um modelo básico Delta-4 Medium auxiliado por dois propulsores laterais a combustível sólido, mas possuindo uma ogiva de protecção de carga com 5,0 metros de diâmetro. Tem um peso bruto de 292.732 kg, desenvolvendo 426.570 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 68,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 10.300 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 4.640 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O Delta-4 Medium+ (5.4) é um modelo semelhante Delta-4 Medium+ (5.2), mas auxiliado por quatro propulsores laterais a combustível sólido. Tem um peso bruto de 404.600 kg, desenvolvendo 598.000 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 68,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com 5,0 metros de diâmetro) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 13.600 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 6.565 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

Finalmente, o Delta-4 Heavy tem um peso bruto de 733.400 kg, desenvolvendo 884.000 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 70,7 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com 5,0 metros de diâmetro) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 25.800 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 13.130 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O CBC é comum a todas as versões do Delta-4. Na base deste estágio encontra-se a secção do motor RS-68 seguido pelo tanque de hidrogénio líquido que ocupa dois terços do CBC e que é identificável desde o exterior devido à protecção térmica exercida por uma cobertura de espuma cor de laranja. Entre o tanque de hidrogénio líquido e o tanque de oxigénio líquido encontra-se o corpo central do primeiro estágio e identificável por uma banda branca logo acima da protecção do tanque de hidrogénio. O tanque de oxigénio líquido encontra-se na parte superior do primeiro estágio e é também identificável por uma cobertura em espuma cor de laranja. Como curiosidade é de referir que a Boeing tentou pintar a cobertura de espuma cor de laranja com a cor azul ("*Delta Blue*") normalmente associada à herança dos lançadores Delta. Porém, os resultados não foram muito satisfatórios e decidiu-se não se gastar muito tempo nesta pequena questão. No entanto no futuro a Boeing irá se debruçar sobre esta questão tentando dar aos Delta-4 a cor que caracteriza os seus antecessores.



De forma a obter um impulso adicional durante a fase inicial do voo, os modelos Delta-4 Medium+ utilizam combinações de dois ou quatro propulsores laterais de combustível sólido. Acoplados ao primeiro estágio, estes motores são apresentados pela *Alliant Techsystems* como sendo de terceira geração, os seus motores são fabricados em epóxi-grafite e representam um avanço em relação aos propulsores utilizados nos Delta-2 e Delta-3. Estes motores são denominados GEM-60 pois têm 60 polegadas de diâmetro (1,52 metros). Estes propulsores têm a particularidade de possuir tubeiras que podem ser fixas ou então ser capazes de serem orientadas aumentando assim a sua eficiência.

A parte superior do Delta-4 pode variar consoante as versões. Para o delta-4 Medium e Delta-4 Medium+ (4.2), um adaptador inter-estágio é utilizado para ligar fisicamente o primeiro estágio e o segundo estágio do lançador. As restantes duas versões do Delta-4 Medium+ e o Delta-4 Heavy utilizam um inter-estágio semelhante a um cilindro.

O segundo estágio do Delta-4 foi utilizado por três vezes no Delta-3, no entanto no seu primeiro voo em 27 de Agosto de 1998[11] o veículo explodiu antes da ignição do último estágio. Na segunda missão do Delta-3 em 5 de Maio de 1999[12] o segundo estágio não executou uma segunda ignição como estava programado deixando numa órbita inútil o satélite de comunicações Orion-3 (25727 1999-024A). No terceiro lançamento do Delta-3 a 23 de Agosto de 2000[13], o estágio superior funcionou sem qualquer problema.

[11] O Delta-3 8930-13.1C (D259) foi lançado às 0117UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral e transportava o satélite de comunicações Galaxy-X (1998-F02).

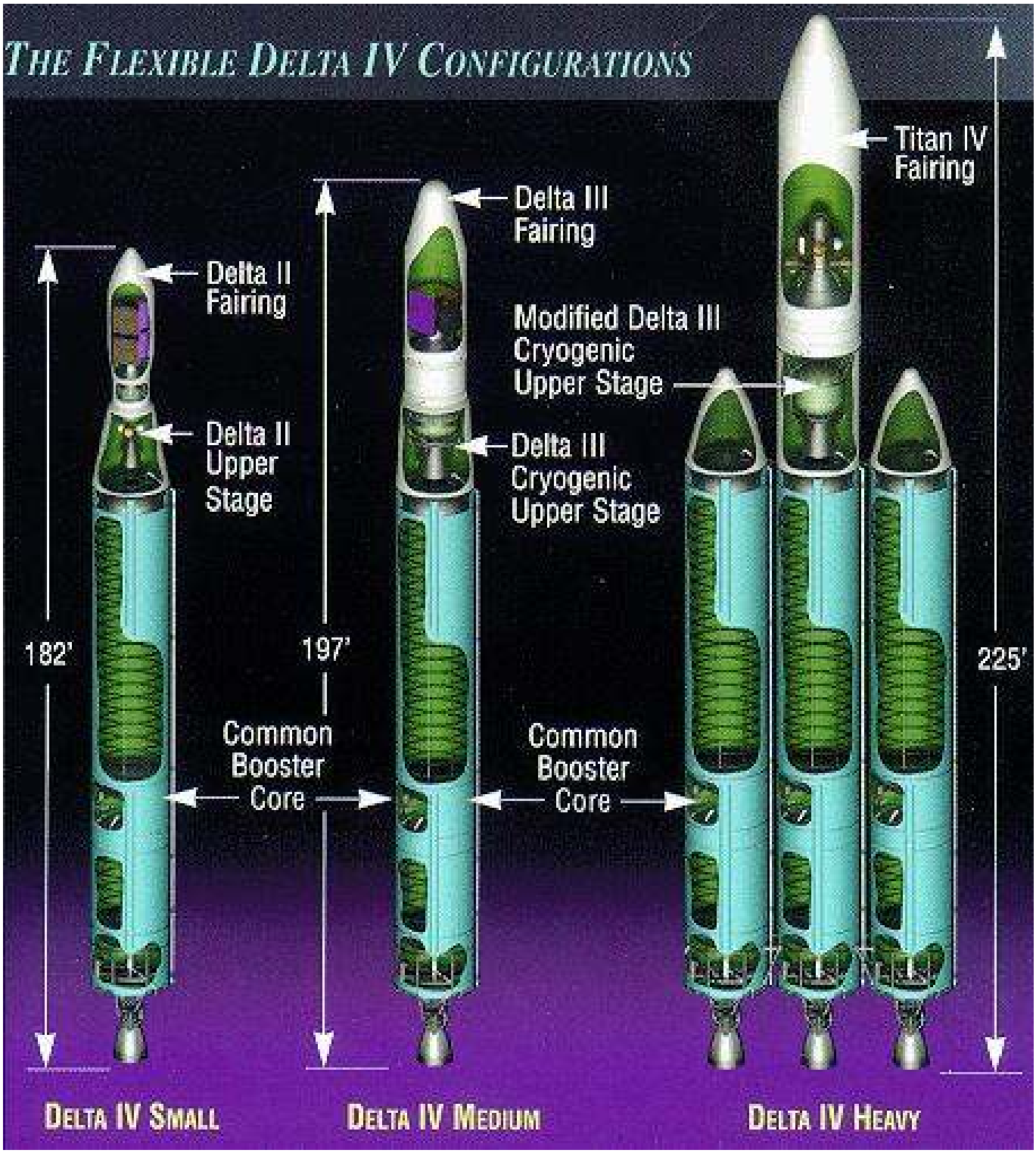
[12] O Delta-3 8930-13.1C (D269) foi lançado às 0100UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral.

[13] O Delta-3 8930 (D280) foi lançado às 1105UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral e transportava o satélite DM-F3 (26475 2000-048A).

ULA
50

A versão do segundo estágio utilizado no Delta-4 é quase idêntica á versão utilizada no Delta-3. O motor RL-10B-2, o seu módulo de equipamento e o tanque de oxigénio líquido estão colocados na zona inter-estágio durante o lançamento e fica exposta após a separação do primeiro estágio, Enquanto que o Delta-4 permanece na plataforma de lançamento, a zona que alberga o tanque de hidrogénio líquido do segundo estágio é identificável através da presença de uma banda cor de laranja. No total o estágio transporta 20.412,00 kg de propolente que permite um funcionamento de aproximadamente 14 minutos através de duas ignições caso se trate de uma missão para colocar um satélite em órbita geossíncrona.

O último estágio pode ver o seu diâmetro aumentado para 5 metros caso se trate das versões Medium+ (5.2), Medium+ (5.4) ou Heavy. Este aumento de diâmetro tem como objectivo aumentar a capacidade de transporte de propolente. O tanque de oxigénio é aumentado em meio metro no seu comprimento e o tanque de hidrogénio passa dos normais 4,0 metros de diâmetro para 5,0 metros de diâmetro. O total de combustível é aumentado para 27.216 kg, permitindo assim um aumento de aproximadamente 5 minutos no tempo de queima.



O motor RL-10B-2 utilizado no último estágio dos Delta-4, tem a maior tubeira em carbono-carbono extensível. Esta tubeira coloca-se em posição após a separação do primeiro estágio. Este motor tem uma vida útil de 3.500 s e pode ser accionado até 15 vezes, incluindo os testes no solo.

Por fim, no topo do foguetão, situa-se a ogiva de protecção e o dispositivo de fixação da carga. As ogivas são fabricadas em materiais compósitos e podem ter 4,0 ou 5,0 metros de diâmetro. Pode ainda ser utilizada uma ogiva fabricada em alumínio e já utilizada nos foguetões Titan-4.

Os foguetões Delta-4 são fabricados nas instalações da *Boeing* em Decatur, Alabama.

O motor RS-68 representa uma evolução em sistemas de propulsão dos Estados Unidos e é o primeiro motor de combustível líquido totalmente desenvolvido neste país desde os SSME que propulsionam os vaivéns espaciais e que foi desenvolvido na década de 70.

ULA
ULA
50

Desenvolvido entre 1997 e 2002, o RS-68 é o maior motor de hidrogénio líquido disponível em todo o mundo, no entanto o seu desenho é extremamente simples e os custos de produção são relativamente baixos.

Em comparação com os SSME, o tempo de desenvolvimento do RS-68 foi diminuído em metade, o número de peças reduzido em 80%, o trabalho manual reduzido em 92% e os custos reduzidos num factor de 5. A construção do motor é feita na sua maior parte por maquinaria automática. Em vez de se possuir um motor constituído por um grande número de peças, o motor é feito a partir de uma peça de metal sólida aumentando assim a sua fiabilidade.

O motor tem onze componentes principais, incluindo a câmara de combustão, turbo-bombas individuais de oxigénio e hidrogénio líquido, suporte de suspensão do motor, mecanismo de injecção, gerador de gás, dissipador de calor e condutas de exaustão e combustível. O motor possui uma câmara de combustão arrefecida por regeneração que faz com que o motor funciona num ciclo onde uma pequena câmara de combustão faz accionar as turbinas, utilizando de forma eficiente os gases provenientes da turbo-bomba de hidrogénio líquido.

As designações dos foguetões Delta-4

As diferentes configurações da família de foguetões Delta-4 são definidas utilizando um sistema de códigos que utiliza quatro dígitos e uma letra opcional após o quarto dígito. O primeiro dígito designa a configuração básica do veículo, isto é '4' que significa o núcleo do lançador composto pelo Delta-4 LOX/LH_2. O número de propulsores laterais de combustível sólido GEM-60 é designado pelo segundo dígito que pode ter os valores de '0', '2' ou '4'. O terceiro dígito pode ter os valores de '4', que representa um segundo estágio criogénico com um diâmetro de 4,0 metros, ou '5', que representa um segundo estágio criogénico com um diâmetro de 5,0 metros. Finalmente, o quarto dígito representa o terceiro estágio e que pode ter os números '0', que indica que o foguetão não tem terceiro estágio, '3', que indica a presença de um motor Star-37D / TE-364-3 de propolente sólido, '4', que indica a presença de um motor Star-37D / TE-364-4 de propolente sólido, '5', que indica a presença de um motor Star-48D / PAM-D de propolente sólido[14], e '6', que indica a presença de um motor Star-37FM de propolente sólido.

Após o quarto dígito podemos ter a letra opcional 'H' que indica a configuração 'Heavy' na qual dois CBC laterais suplementam o CBC central.

Ainda podemos ter mais um número no código que é indicativo da carenagem que está a ser utilizada. Para os foguetões Delta-2 este número indica o diâmetro da carenagem em pés. Para os foguetões Delta-3 e Delta-4 este número indica o comprimento da carenagem em metros.

A tabela seguinte mostra os lançamentos do foguetão Delta-4 levados a cabo até à presente missão (os lançamentos desde a Base Aérea de Vandenberg são executados desde o Complexo de Lançamento SLC-6 enquanto que os lançamentos levados a cabo desde o Cabo Canaveral AFS são executados desde o Complexo de Lançamento SLC-37B).

Lançamento	Data	Modelo / Configuração	Veículo Lançador	Local Lançamento	Satélite
2004-050	21-Dez-04	Heavy / 4050H	D310	C.C.A.F.S.	DemoSat (28500 2004-050)
2006-018	24-Mai-06	M+(4,2) / 4240	D313	C.C.A.F.S.	GOES-13 'GOES-N' (29155 2006-018A)
2006-027	25-Jun-06	M+(4,2) / 4240	D317	Vandenberg AFB	USA-184 'NROL-22' (29249 2006-027A)
2006-050	4-Nov-06	Medium / 4040	D320	Vandenberg AFB	USA-191 'DMSP-5D3-F17' (26522 2006-050A)
2007-054	11-Nov-07	Heavy / 4050H	D329	C.C.A.F.S.	USA-197 'DSP-23' (32287 2007-054A)
2009-001	18-Jan-09	Heavy / 4050H	D337	C.C.A.F.S.	USA-202 'NROL-26' (33490 2009-001A)
2009-033	27-Jun-09	M+(4,2) / 4240	D342	C.C.A.F.S.	GOES-14 'GOES-O' (35491 2009-033A)
2010-008	4-Mar-10	M+(4,2) / 4240	D348	C.C.A.F.S.	GOES-15 'GOES-P' (36411 2010-088A)
2010-022	28-Mai-10	M+(4,2) / 4240	D349	C.C.A.F.S.	USA-213 'Navstar-65 GPS-IIF-1' (36585 2010-022A)
2010-063	21-Nov-10	Heavy / 4050H	D351	C.C.A.F.S.	USA-223 'NROL-32' (37232 2010-063A)

[14] Muitas vezes esta configuração é referida como estágio superior '0' com um motor PAM-D devido à natureza modular da configuração PAM.

As plataformas de lançamento para o Delta-4

Os foguetões Delta-4 podem ser lançador desde Cabo Canaveral, Florida, ou desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.

No Cabo Canaveral (imagem ao lado) os Delta-4 utilizam o SLC-34 (*Space Launch Complex-34*) equipado com duas plataformas A e B. O SLC-34 (pronuncia-se "*slick*") foi construído em 1962 e primeiramente utilizado para o lançamento dos foguetões Saturno-I e Saturno-IB entre Janeiro de 1963 e Outubro de 1968, tendo sido utilizado para oito missões do lançador Saturno. As operações no SLC-37 terminaram em 1971. Em 1995 decidiu-se utilizar este complexo para o lançamento dos novos Delta-4 e iniciou-se uma reconstrução, pela empresa *Raytheon Engineers & Constructors*, com a introdução de uma nova torre de serviço e uma plataforma hidráulica de erecção do CBC, bem como zonas de armazenamento de hidrogénio e oxigénio líquido e respectivo sistema de abastecimento.

Os lançamento desde a Base Aérea de Vandenberg são realizados a partir do misterioso SLC-6 que muitos pensam encontrar-se amaldiçoado. Construído em 1966, nenhuma missão espacial lançada a partir do SLC-6 foi bem sucedida. Projectos cancelados, má gestão, lançamentos falhados e magia negra índia, têm em comum o SLC-6 dando origem à lenda do SLC-6.

Em 1966 o que até então era um vale tranquilo na zona Base Aérea de Vandenberg, foi transformado num novo complexo de lançamentos espaciais para a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) e para o seu poderoso Titan-3M. Este lançador teria como função colocar em órbita a nova estação espacial militar do Departamento de Defesa americano (DoD), MOL (*Manned Orbiting Laboratory*). A MOL era constituída por uma cápsula Gemini modificada acoplada a uma secção cilíndrica que seria colocada em órbita polar para levar a cabo missões de espionagem clandestinas com a duração de um mês. Os prazos de construção da SLC-6 era extremamente apertados pois a USAF pretendia levar a cabo o primeiro lançamento em 1968. Para a construção da SLC-6 a USAF necessitava de uma área maior na Base de Vandenberg e 20.000 hectares pertencentes à Marinha dos Estados Unidos, e que eram adjacentes às novas instalações, foram transferidos para a USAF. Ainda mais 15.000 hectares pertencentes a um rancho denominado Sudden Ranch, foram expropriados a seus donos. Os preparativos para a construção da SLC-6 no Sudden Ranch foram iniciados a 12 de Março de 1966.

No entanto, e durante os primeiros trabalhos de escavação levados a cabo na área onde se iria construir a plataforma de lançamento, foram descobertos vestígios da antiga ocupação dos índios Chumash e segundo alguns membros ainda restantes dessa tribo foram destruídas algumas sepulturas pondo-se a descoberto centenas de ossadas humanas e artefactos índios. Primeiros habitantes de Vandenberg, a tribo Chumash ocupava toda a área na base de um chaparral situado nas encostas das Montanhas de Santa Ynez. A tribo considerava a construção do novo complexo como uma violação de solo sagrado e por várias vezes pediram à USAF a suspensão dos trabalhos de construção de forma a poderem examinar as ossadas e os artefactos encontrados. A USAF, sob pressão imposta pelos prazos a que a Guerra-fria obrigava, recusou suspender as obras de construção do SLC-6. Segundo a lenda, os anciãos da tribo Chumash lançaram uma maldição sobre o SLC-6 e sobre tudo o que seria lançado desde a nova plataforma.

Em meados de 1969 os trabalhos de construção do SLC-6 estavam quase terminados, no entanto o programa do MOL estava atrasado e o seu primeiro lançamento havia sido adiado para 1972. Algumas semanas antes da missão Apollo-11, o Presidente Richard Nixon acabaria por cancelar todo o programa baseado nos seus custos elevados e numerosos adiamentos. Por outro lado, o desenvolvimento de satélites espiões não tripulados havia já atingido muitos dos objectivos a que o MOL se propunha.

Não havia missão para o SLC-6 que havia custado biliões de dólares e que incluía uma torre de serviço com 32 andares de altura, a MST (*Mobile Service Tower*). O complexo acabaria por ser abandonado.

No entanto em 1984, o SLC-6 parecia ganhar uma nova vida e de novo para um programa tripulado do DoD. As equipas de construção trabalhavam a todo o vapor para preparar o SLC-6 para as missões militares do vaivém espacial. A USAF havia decidido reactivar e modificar o SLC-6 de forma a poupar 100 milhões de dólares num programa de modificação da estrutura. Devido à sua localização geográfica, rodeado de montanhas e com o Oceano Pacífico mesmo em frente, o SLC-6 era o local ideal para lançar o vaivém espacial em missões militares em órbitas polares.

Os planos da USAF previam que o vaivém espacial fosse montado ao tanque exterior de combustível líquido e aos dois propulsores laterais de combustível sólido, no exterior sem qualquer protecção contra os elementos apesar dos protestos da NASA que indicava que as medidas de tolerância para tais actividades não seriam respeitadas devido às condições atmosféricas do local. A USAF pretendia modificar a MST construída para o MOL enquanto levava a cabo a construção da nova PPF (*Payload Processing Facility*). A PPF seria composta pelo PPR (*Payload Preparation Room*) e pela PCR (*Payload Changeout Room*). Guindastes instalados em ambas as estruturas levantariam os diferentes componentes do vaivém espacial, que seriam montados numa plataforma móvel. De salientar que os primeiros vaivéns montados no interior do VAB (*Vehicle Assembly Building*) no KSC mostraram que a preocupação da NASA acerca dos limites de tolerância para estas operações, tinha razão de ser. As especificações impostas pela USAF nem se aproximavam dos valores precisos que eram necessários para estas operações, e o pior era que a USAF planeava montar os diferentes componentes do vaivém ao ar livre e sem qualquer protecção contra o imprevisível tempo de Vandenberg.

Em última análise a USAF foi obrigada a concordar com os limites impostos pela NASA e então decidiu-se pela construção do SAB (*Shuttle Assembly Building*) orçamentado em 40 milhões de dólares. Um abrigo móvel foi adicionado aos planos de reconstrução do SLC-6 e o preço original acabou por duplicar para 79,5 milhões de dólares.

Infelizmente esta era a ponta do *iceberg* dos problemas que afligiam o SLC-6. A zona onde o complexo está localizado é uma das áreas onde a probabilidade de ocorrência de nevoeiro é a mais elevada nos Estados Unidos. A previsão de formação de gelo no tanque exterior de combustível líquido é muito mais elevada do que nos piores meses de inverno na Florida e em consequência disso a USAF decidiu construir duas estruturas de cimento contendo condutas de ar quente dirigidas para o tanque de combustível e que os engenheiros esperavam evitar a formação de gelo no tanque. Após terem sido gastos mais de 13 milhões de dólares em todo o sistema para evitar a formação de gelo sobre o tanque de combustível, a USAF admitiu que não teria a certeza que o sistema iria impedir a formação de gelo.

A data de lançamento da primeira missão militar desde a SLC-6 foi adiada de 1984 para 1985 e posteriormente para 1986. O complexo estava coberto de problemas, uns não muito graves, mas outros tão sérios que a hipótese de o vaivém espacial explodir no lançamento e destruir todas as instalações era real. Testemunhos posteriores no Congresso dos Estados Unidos vieram a revelar que mais de oito mil soldagens na plataforma de lançamento se encontravam de tal forma deficientes que não aguentariam o lançamento do vaivém, tendo sido encontradas tubagens quebradas e deliberadamente cortadas, e válvulas críticas encontravam-se entupidas com desperdícios. Investigações levadas a cabo pela USAF mostraram que as soldagens defeituosas haviam passado despercebidas por mais de um ano e que não existia qualquer controlo de qualidade sobre o trabalho realizado. Muitos previam que só se iria assistir a um lançamento do vaivém desde Vandenberg, porque a plataforma iria colapsar durante o lançamento. Uma reportagem levada a cabo em 1984 pela NBC, previa que existia uma hipótese em cinco de que o vaivém espacial iria explodir durante um lançamento desde a Base Aérea de Vandenberg. Fora ainda determinado que o hidrogénio gasoso ficaria aprisionado nas condutas destinadas a afastar os produtos da combustão dos motores principais do vaivém durante o lançamento no caso de uma abortagem na plataforma. As condutas eram as mesmas utilizadas para o Titan-3M e estendiam-se até ao sopé das montanhas adjacentes. Porém, os construtores do novo SLC-6 não tiveram em conta que o Titan-3M não utilizava o hidrogénio como combustível. Assim, a detonação acidental do hidrogénio após a abortagem na plataforma poderia destruir tanto o vaivém espacial como a própria plataforma. Além do mais, a plataforma de apoio do vaivém espacial foi considerada muito rígida e não o suficiente flexível. Em resultado as forças resultantes dos motores principais do vaivém poderiam danificar gravemente as asas do veículo.

Apesar de todas estas questões e sérios problemas, a USAF decidiu seguir em frente com a utilização do SLC-6 e em princípios de 1985 era anunciado que os trabalhos de construção do complexo haviam terminado com a colocação do equipamento de suporte no solo e com as verificações finais às instalações. A 15 de Outubro de 1985 o Presidente Ronald Reagan anunciava mais um passo importante no tão bem sucedido programa do vaivém espacial, o VSSLLC (*Vandenberg Space Shuttle Launch and Landing Complex*) encontrava-se pronto a ser utilizado.

A missão STS-62A, prevista para 20 de Março de 1986 e depois adiada para Julho de 1986, seria a primeira a ser lançada desde Vandenberg. O vaivém espacial Discovery seria tripulado por Robert Laurel Crippen (Comandante), Guy Spence Gardner, Jr. (Piloto), Richard Michael Mullane (Especialista de Voo 1), Jerry Lynn Ross (Especialista de Voo 2), Dale Alan Gardner (Especialista de Voo 3), Edward 'Pete' Aldridge (Especialista de Carga) e John Brett Watterson (Especialista de Carga).

Curiosamente Robert Crippen foi pela primeira vez seleccionado para astronauta enquanto membro do corpo de astronautas da USAF escolhidos para tripular o MOL.

Os trabalhos de preparação do SLC-6 continuavam e os vaivéns iam completando as suas missões com sucesso até 28 de Janeiro de 1986 dia em que o Challenger é destruído nos céus da Florida e os voos espaciais são suspensos por quase três anos. Em vez de levar a cabo as reparações necessárias no SLC-6, e que atingiam biliões de dólares, a USAF desiste mais uma vez do voo espacial tripulado e sobre o véu da segurança as operações do vaivém espacial a partir de Vandenberg são abandonadas.

A 26 de Dezembro de 1989, o Secretário da Força Aérea dos Estados Unidos, Edward 'Pete' Aldridge (em tempos membro da primeira missão do vaivém a ser lançada desde a SLC-6), dá a machadada final no programa de lançamento do vaivém a partir de Vandenberg. Até então o SLC-6 havia custado mais de 8 biliões de dólares sem nunca ver um lançamento espacial.

Em princípios dos anos 90 a USAF concedeu um novo contrato para modificar o SLC-6 de forma a ser utilizado por um novo lançador, o potente Titan-4/Centaur, que era visto como um substituto do vaivém para as cargas militares secretas. Foram então atribuídos mais de 300 milhões de dólares para a reconversão do SLC-6 para que fosse utilizado para o lançamento dos maiores e mais dispendiosos satélites espiões dos Estados Unidos. Porém, a 22 de Março de 1991, a USAF mudava de ideias e terminava os planos de reconversão do SLC-6 dizendo que não havia suficientes requerimentos para lançar o Titan-4/Centaur desde a Base de Vandenberg e justificar a reconversão do complexo. O SLC-6 era novamente abandonado.

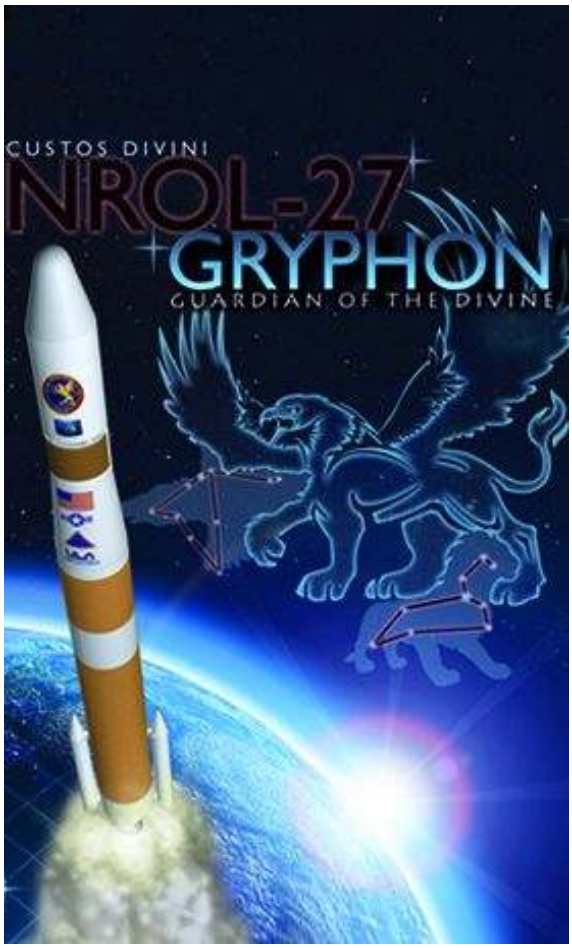
Em 1994 uma nova oportunidade surgia para o complexo. A USAF decidia ceder as suas instalações à *Lockheed Martin* como local de lançamento da nova família de foguetões LLV (*Lockheed Launch Vehicles*) Athena. Investindo milhões na recuperação do complexo, vítima de uma década de abandono, a *Lockheed Martin* conseguiria algo que a USAF nunca conseguira, lançar um foguetão desde o SLC-6. O lançamento dava-se às 2230UTC do dia 15 de Agosto de 1995 e o LLV-1 levava a bordo o satélite Gemstar-1/Vitasat-1, tendo como destino a órbita polar. Os festejos iniciais do lançamento depressa se transformaram numa situação de emergência quando aos três minutos de voo o LLV-1 começou a ficar descontrolado e inverteu a sua direcção dirigindo-se para o SLC-6. Os controladores do voo acabariam por accionar o mecanismo de destruição do veículo poucos segundos depois.

As causas do acidente foram determinadas e o veículo teve de ser redesenhado antes de se permitir o lançamento do próximo satélite que pertencia a NASA. O satélite Lewis (24909 1997-044A) acabaria por ser o primeiro satélite a ser colocado em órbita desde o complexo SLC-6 no dia 23 de Agosto de 1997 (0651:01UTC) por um foguetão LMLV-1 (*Lockheed Martin Lauch Vehicle-1*).

A maldição do SLC-6 parecia ter terminado, pelo menos até ao dia em que o satélite Lewis ficou descontrolado em órbita terrestre (27 de Agosto) e gastando todo o seu combustível de manobra. Após um mês de tentativas para controlar o satélite, o Lewis reentrava na atmosfera terrestre no dia 28 de Setembro de 1997 sobre o Oceano Atlântico e junto da costa da Antárctica.

O próximo lançamento desde o SLC-6 teria lugar a 27 de Abril de 1999. O lançamento deu-se às 1822:01UTC e tudo parecia correr bem com o foguetão Athena-2 (LM-005) até à altura em que as estações de rasteio colocadas na Antárctica e em África não conseguiram captar os sinais do satélite Ikonos-1. O satélite teria sido provavelmente destruído enquanto caia na atmosfera terrestre sobre o Pacífico Sul e nunca tendo atingido a órbita terrestre. A ogiva de protecção do Athena-2 não se separou do último estágio do lançador tendo aumentado o atrito na atmosfera e impedido o veículo de atingir a velocidade suficiente para entrar em órbita.

A missão NRO L-27



O lançamento da missão NRO L-27 'Gryphon' teve lugar às 2338UTC do dia 11 de Março de 2011 depois de um adiamento devido a fortes ventos em altitude. Como é normal neste tipo de missões, nem a ULA nem o NRO forneceram qualquer informação relativamente à carga transportada a bordo do foguetão Delta-IV Medium+(4,2) (D353) que foi lançado desde o Complexo de Lançamento SLC-37B do Cabo Canaveral AFS. Também como é usual, as informações sobre o desenrolar da missão deixaram de ser fornecidas a partir da separação da carenagem de protecção da carga.

No entanto, e assumindo que o satélite abordo terá sido colocado directamente numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, a ignição do motor RS-68 do primeiro estágio terá ocorrido a T-5s, aumentando a sua potência até T=0s, altura em que se dá a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido.

Pelas 2339UTC o lançador já viajava a uma velocidade superior à do som e atravessava a zona de máxima pressão dinâmica. O final da queima dos propulsores laterais de combustível sólido ocorreu a T+100s (2340UTC), separando-se em seguida. A força do motor principal era diminuída a T+3m 30s para assim diminuir as cargas no veículo causadas pela aceleração e a T+4m 27s terminava a queima do primeiro estágio, separando-se a T+4m 33s e ocorria a abertura do escape do motor RL10B-2 do segundo estágio que entrava em ignição a T+4m 47s. A separação da carenagem de protecção terá ocorrido a T+4m 57s (2343UTC).

A queima do segundo estágio deverá ter tido uma duração de 4 minutos e 30 segundos, terminando a T+16m 17s (2354UTC). Nesta fase o lançador fica colocado numa órbita preliminar até às 0004UTC do dia 12 de Março (T+23m 47s), altura em que se terá iniciado a sua segunda queima que termina pelas 0008UTC (T+28m 7s). A separação do satélite deverá ter ocorrido pouco tempo depois do final da segunda queima.

ULA
50

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo entre nos meses de Janeiro e Fevereiro de 2011. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
01 Fev.	1400:14	2011-005A	37362	Cosmos 2470 (GEO-IK-2 n.º 11L)	14A05 Rokot/Briz-KM (6309793568/72517)	GIK-1 Plesetsk, LC133/3	900
(1050 / 304 / 99,46 / 98,29)							
06 Fev.	1226	2011-006A	37364	USA-225 (NRO L-66)	Minotaur-I (SLV-10)	Vandenberg AFB, SLC-8	
Parâmetros orbitais não disponíveis							
16 Fev.	2150:55	2011-007A	37368	ATV-2 'Johannes Kepler'	Ariane-5ES (V200/L544)	CSG Kourou, ELA3	19.702
(354 / 351 / 51,65 / 91,58)							
24 Fev.	2153:24	2011-008A	37371	STS-133 / ULF-5	OV-103 Discovery	Centro Espacial Kennedy, LC-39A	
(355 / 318 / 51,64 / 91,26) – Regressou à Terra a 9 de Março de 2011							
26 Fev.	0307	2011-009A	37372	Cosmos 2471	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (77024208/1035)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4	750
(19146 / 19113 / 64,76 / 675,72)							
04 Mar.	1009:43	2011-F01	-	Glory	Taurus-XL (Taurus-3110) 'Hong'	Vandenberg AFB, SLC-8	528
				KySat-1			
				Hermes			
				Explorer-1 Prime			
05 Mar.	2246	2011-010A	37375	USA-226 (X-37B OTV-2 FLT-1)	Atlas-V/501 (AV-026)	Cabo Canaveral AFB, SLC-41	4.990
Parâmetros orbitais não disponíveis							
11 Mar.	2338	2011-011A	37377	USA-227 (NRO L-27 'Gryphon')	Delta-IV Medium+(4,2) (D353)	Cabo Canaveral AFB, SLC-37B	
Parâmetros orbitais não disponíveis							

Outros Objectos Catalogados

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
25 Abril	2008-019C	37376	(Destroço)	CZ-3C Chang Zheng-3C (CZ3C-1)	Xi Chang, LC2
11 Março	2011-011B	37378	Delta 4-2	Delta-IV Medium+(4,2) (D353)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
07 Dezembro	2001-055G	37379	(Destroço) Jason	Delta-2 7920-10C (D289)	Vandenberg AFB, SLC-2W
20 Novembro	2010-062M	37380	USA-228 'FAST-2'	Minotaur-IV	Kodiak, LP-1

Regressos / Reentradas

A tabela indica os satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram no mês de Fevereiro de 2011. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lançamento	Local Lançamento	D. Órbita
02 Mar.	Ree.	2006-050AN	29572	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1579
02 Mar.	Ree.	1999-025BVH	31469	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4314
02 Mar.	Ree.	1998-067CH	37374	(Destroço) ISS				
03 Mar.	Ree.	2003-058C	28131	PAM-D (D302)	Delta-2 7925-9.5 (D302)	21 Dezembro	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A	2629
04 Mar.	Ree.	1999-025ARV	30711	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4316
04 Mar.	Ree.	1998-067CD	37350	(Destroço) ISS				
05 Mar.	Ree.	2008-019B	32780	H-18 (CZ3C-1)	CZ-3C Chang Zheng-3C (CZ3C-1)	25 Abril	Xi Chang, LC2	1044
06 Mar.	Ree.	2006-050AW	29580	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1583
06 Mar.	Ree.	2011-001H	37357	(Destroço)	11K77 Zenit-3SLBF/Fregat-SB (1-2007/1*2001)			
						20 Janeiro	Baikonur, LC45 PU-1	45
08 Mar.	Ree.	1999-025AEU	30433	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4320
09 Mar.	Ree.	1998-067CF	37353	(Destroço) ISS				
09 Mar.	Reg.	2011-008A	37371	STS-133	OV-103 Discovery	24 Fevereiro	Centro Espacial Kennedy, LC-39A	13
09 Mar.	Ree.	2008-019C	37376	(Destroço)	CZ-3C Chang Zheng-3C (CZ3C-1)	25 Abril	Xi Chang, LC2	1048
10 Mar.	Ree.	1999-057NT	30784	(Destroço) CBERS-1	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y1)	14 Outubro	Taiyuan, LC1	4165
10 Mar.	Ree.	2006-026MZ	33141	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2 (45092804)	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	1719
13 Mar.	Ree.	2003-030A	27838	Orbview-3	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (F34)	26 Junho	Vandenberg AFB, RW3	2817
13 Mar.	Ree.	1997-051RZ	35746	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4868
14 Mar.	Ree.	2006-050AU	29578	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1579
15 Mar.	Ree.	1993-036QX	34406	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6481
16 Mar	Reg	2010-052A	37183	Soyuz TMA-01M	11A511U-FG Soyuz-FG (Б15000-035)	07 Outubro	Baikonur, LC1 PU-5	160
18 Mar.	Ree.	1997-051WY	36569	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4873
19 Mar.	Ree.	2011-001C	37346	Fregat-SB (1*2001)	11K77 Zenit-3SLBF/Fregat-SB (1-2007/1*2001)			
						20 Janeiro	Baikonur, LC45 PU-1	58
20 Mar.	Ree.	2004-043H	28478	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K/DM-2M (41008/15L)	29 Outubro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2333
21 Mar.	Ree.	1981-053JV	14629	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	04 Junho	NIIP-53 Plesetsk, LC132/2	10882
25 Mar.	Ree.	1993-036NH	34311	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6491
25 Mar.	Ree.	1998-067CE	37352	(Destroço) ISS				
26 Mar.	Ree.	1997-051JD	34536	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4881
28 Mar.	Ree.	2010-031B	36609	Último estágio	Shavit-2	22 Junho	Palmachin	279
30 Mar.	Ree.	2011-003A	37351	HTV-2 'Konoutori-2'	H-2B (F-2)	22 Janeiro	Tanegashima, Yoshinubo, LP2	67

Lançamentos orbitais previstos para Maio e Junho de 2011

Dia	Lançador	Carga	Local
Maio			
04	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (230/1028)	Meridian-4 (14L)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
05	Minotaur-IV	TacSat-4	Kodiak, LP-1
11	Ariane-5ECA (V202)	ST-8 GSAT-8	CSG Kourou, ELA-3
14 (0334)	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (008/1024)	Globalstar (x 6)	Baikonur, LC31 PU-6
20	Minotaur-I	ORS-1	Wallops Island, LP-0B
20	8K82KM Proton-M/Briz-M (93516/99520)	Telstar-14R	Baikonur, LC200 PU-39
23	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (Б15000-033/1019)	Kanopus-V n.º 1; BKA MKA-FKI No. 1 (Zond-PP) ADS-1B; TET	Baikonur, LC31 PU-6
26	Rokot/Briz-KM (4926391835/72515)	Gonets-M n.º 13L Gonets-M n.º 14L Rodnik, MiR	GIK-1 Plesetsk, LC133/3
30	11A511U-FG Soyuz-FG (036)	Soyuz TMA-02M (ISS-27S)	Baikonur, LC1 PU-5
Junho			
09 (1420)	Delta-2 7320-10 (D354)	SAC-D/Aquarius	Vandenberg AFB, SLC-2W
09	8K82KM Proton-M/Briz-M (93518/99519)	SES-3 KazSat-2	Baikonur, LC200 PU-39
21	11A511U Soyuz-U (128)	Progress M-11M (ISS-43P)	Baikonur, LC1 PU-5
23	Delta-IV Médium+(4,2)	GPS-II F5	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
28 (1948)	OV-104 Atlantis	STS-135 MPLM Rafaello	Centro Espacial Kennedy, LC-39A
??	11K77 Zenit-3SLB/DM-SLB	Intelsat-18	Baikonur, LC45 PU-1
??	14A18 Dnepr-1	Sich-2; NX NigeriaSat-2; RASAT EDUSAT; AprizeSat-5 AprizeSat-6; PQ-Gmini++ 1 PQ-Gmini++ 2; PQ-Gmini++ 3 PQ-Gmini++ 4	Dombarovskiy, LC13

Próximos Lançamentos Tripulados

30 de Março de 2011 Soyuz TMA-21 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Alexander Mikhailovich Samokutyayev (1); Andrei Ivanovich Borisenko (1); Ronald John Garan Jr. (2)
Anton Nikolayevich Shkaplerov; Sergei Nikolayevich Revin; Daniel Christopher Burbank

1 de Abril de 2011 STS-134 / ISS-ELC 3 OV-105 Endeavour (25) 10 dias
Mark Edward Kelly (4), Gregory Harold Johnson (2), Edward Michael Fincke (3), Gregory Errol Chamitoff (2), Andrew Jay Feustel (2), Roberto Vittori (3)

31 de Maio de 2011 **Soyuz TMA-02M** **11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5**
Sergei Alexandrovich Volkov (2); Michael Edward Fossum (3); Satoshi Furukowa (1)
Oleg Dmitriyevich Kononenko; Donald Roy Pettit; André Kuipers

28 de Junho de 2011 **STS-135 / ISS-ULF-7** **OV-104 Atlantis (33)** **11 dias**
Christopher John Fergusson (3), Douglas Gerald Hurley (2), Sandra Hall Magnus (3), Rex Joseph Walheim (3)

30 de Setembro de 2011 Soyuz TMA-22 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Anton Nikolayevich Shkaplerov (1); Anatoli Alexeiyevich Ivanishin (1); Daniel Christopher Burbank (3)
Gennadi Ivanovich Padalka; Konstantin Anatoliyevich Valkov; Joseph Michael Acaba

30 de Novembro de 2011 Soyuz TMA-03M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Dmitriyevich Kononenko (1); Donald Roy Pettit (3); André Kuipers (2)
Yuri Ivanovich Malenchenko; Sunita Lyn Williams; Akihiko Hoshide

26 de Março de 2012 Soyuz TMA-04M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Gennadi Ivanovich Padalka (4); Konstantin Anatoliyevich Valkov (1); Joseph Michael Acaba (2)
Maksim Viktorovich Surayev; Engenheiro de Voo da Rússia; Kevin Anthony Ford

29 de Maio de 2012 Soyuz TMA-05M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Yuri Ivanovich Malenchenko (5); Sunita Lyn Williams (2); Akihiko Hoshide (2)
Roman Yuriyevich Romanenko; Chris Austin Hadfield ; Robert Shane Kimbrough

23 de Setembro de 2012 Soyuz TMA-06M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Viktorovitch Novitsky (1); Yevgeni Igorevich Tarelkin (1); Kevin Anthony Ford (2)
Oleg Dmitriyevich Kononenko; Cosmonauta da Rússia; Christopher John Cassidy

20 de Novembro de 2012 Soyuz TMA-07M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Roman Yuriyevich Romanenko (2); Chris Austin Hadfield (3); Thomas Henry Marshburn (1)
Cosmonauta da Rússia; Luca Parmitano; Karen Nyberg

Futuras Expedições na ISS

Expedição 27

A Expedição 27 será composta por Dmitri Yuriyevich Kondratiyev (Comandante - Rússia), Catherin Grace Coleman (EUA), Paolo Nespoli (Itália), Alexander Mikhailovich Samokutyayev (Rússia), Andrei Ivanovich Borisenko (Rússia) e Ranald John Garan, Jr. (EUA), sendo estes três últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-21 a 30 de Março de 2011. Kondratiyev, Coleman e Nespoli regressam à Terra a 16 de Maio de 2011 a bordo da Soyuz TMA-20.

Expedição 28

A Expedição 28 será composta por Andrei Ivanovich Borisenko (Comandante - Rússia), Alexander Mikhailovich Samokutyayev (Rússia), e Ranald John Garan, Jr. (EUA), além de Sergei Alexandrovich Volkov (Rússia), Michael Edward Fossum (EUA) e Satoshi Furokowa (Japão) (lançados a bordo da Soyuz TMA-02M a 30 de Maio de 2011. Samokutyatev, Borisenko e Garan regressam à Terra a 16 de Setembro de 2011.

A Expedição 29 será composta por Michael Edward Fossum (Comandante - EUA), Sergei Alexandrovich Volkov (Rússia), Satoshi Furokowa (Japão), Anton Nikolayevich Shkaplerov (Rússia), Anatoli Alexeievich Ivanishin (Rússia) e Daniel Christopher Burbank (EUA), estes últimos lançados a 30 de Setembro de 2011 a bordo da Soyuz TMA-22. S. Volkov, Fossum e Furokawa regressam à Terra a 16 de Novembro de 2011.

A Expedição 30 será composta por Daniel Burbank (Comandante – EUA), Anton Shkaplerov (Rússia), Anatoli Ivanishin (Rússia), Oleg Kononenko (Rússia), Donald Pettit (EUA) e André Kuipers (Holanda), sendo estes últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-03M a 30 de Novembro de 2011. Ainda não está decidida a data de regresso de Shkaplerov, Ivanishin e Burbank.

A Expedição 31 será composta por Oleg Kononenko (Comandante – Rússia), Donald Pettit (EUA), André Kuipers (Holanda), Gennadi Padalka (Rússia), Konstantin Valkov (Rússia) e Joseph Acaba (EUA), sendo estes três últimos lançados a 26 de Março de 2012 a bordo da Soyuz TMA-04M.

A Expedição 32 será composta por Gennadi Padalka (Comandante – Rússia), Konstantin Valkov (Rússia), Joseph Acaba (EUA), Yuri Malenchenko (Rússia), Sunita Williams (EUA) e Akihiko Hoshide (Japão), sendo estes três últimos lançados a 29 de Maio de 2012 a bordo da Soyuz TMA-05M.

A Expedição 33 será composta por Sunita Williams (Comandante – EUA), Yuri Malenchenko (Rússia), Akihiko Hoshide (Japão), Oleg Novitsky (Rússia), Yevgeni Tarelkin (Rússia) e Kevin Ford (EUA), sendo estes três últimos lançados a 23 de Setembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-06M.

A Expedição 34 será composta por Kevin Ford (Comandante – EUA), Oleg Novitsky (Rússia), Yevgeni Tarelkin (Rússia), Roman Romanenko (Rússia), Chris Hadfield Canadá) e Thomas Marshburn (EUA), sendo estes três últimos lançados a 20 de Novembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-07M.

A Expedição 35 será composta por Chris Hadfield (Comandante – Canadá), Roman Romanenko (Rússia), Thomas Marshburn (EUA) e três novos membros ainda não designados.

Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **tenta fazer** uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa).

Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

Data	Hora	Nome	Lançador	Local	Aititude (km)
22 Jan	0610		Terrier-Oriol	Wallops Island	
28 Jan	1049	NASA 1136.257UG	Black Brant-IX	Poker Flat	
05 Fev	**0811**	**NASA 36.256UE**	**Black Brant-IX**	**Poker Flat**	
18 Fev	**????**		**Haft-7 'Babur'**		
21 Fev	**0230**		**Míssil alvo**	**Point Mugu, MLP**	
21 Fev			**Arrow**		
22 Fev	**1256**	**REXUS-9**	**Improved Orion**	**Esrange, Kiruna**	**80,6**
23 Fev	**1000**	**REXUS-10**	**Improved Orion**	**Esrange, Kiruna**	**82**
01 Mar	**2100**		**Trident-II D-5**	**USS Nevada, Oceano Pacífico**	
02 Mar	**1340**	**Juno**	**Patriot Taget Vehicle (PTV)**	**Fort Wingate, LC-96**	
06 Mar	**1502**		**Target Missile**	**ITR Chandipur, LC-III**	
06 Mar	**1507**		**Interceptor**	**Ilha de Wheeler**	
15 Mar			**Kavoshgar-4**		**120**
16 Mar		**ARAV-B**	**Terrier-Oriole**	**Kauai, Havaí**	
29 Mar	**0501**	**TEXUS-49**	**VSB-30**	**Esrange, Kiruna**	**268**

5 de Fevereiro – NASA 36.256UE / Black Brant-IX

Às 0811UTC do dia 5 de Fevereiro foi lançado desde Poker Flat, Alasca, um foguetão-sonda Black Brant-IX que transportou a missão NASA 36.256UE (imagem ao lado). A missão teve como objectivo a medição da concentração de óxido nítrico na mesosfera e na zona inferior da termosfera nas regiões polares nocturnas

18 de Fevereiro – Haft-7

No dia 18 de Fevereiro o Paquistão levou a cabo um ensaio do seu míssil Haft-7 'Babur' destinado a validar o sistema. Não se sabe o local da realização do ensaio nem a hora exacta a que este foi levado a cabo.

21 de Fevereiro – Teste de intercepção Arrow

O sistema conjunto israelo-americano AWS (*Arrow Weapon System*) fez uma intercepção bem sucedida de um míssil balístico alvo durante um teste levado a cabo a 21 de Fevereiro. Este teste foi parte do Programa ASIP (*Arrow System Improvement Program*) e foi executado em conjunto pela Organização de Mísseis de Defesa de Israel e pela Agência Norte-americana de Mísseis de Defesa, decorrendo no *Naval Air Warfare Center*, *Weapons Division*-Pt. Mugu Sea Range.

Às 0230UTC foi lançado o míssil alvo desde uma plataforma de lançamento móvel MLP junto à costa da Califórnia dentro da área do local de teste de Point Mugu. O alvo foi representativo de uma potencial ameaça de um míssil balístico contra Israel.

Um radar do sistema AWS localizado em Green Pine detectou com sucesso e seguiu o alvo, transferindo a informação para o centro de gestão de batalha em Citron Tree. O sistema AWS lançou um míssil de intercepção que executou a sua trajectória tal como planeado e destruiu o míssil alvo. O teste representou um cenário realista e todos os elementos do sistema operaram na sua configuração operacional.

22 de Fevereiro – REXUS-9 Improved Orion

Às 1256UTC do dia 22 de Fevereiro foi lançada a missão REXUS-9 por um foguetão-sonda Improved Orion (imagem em baixo). O lançamento teve lugar desde o Centro Espacial de Esrange, Kiruna – Suécia, e atingiu uma altitude de 80,6 km.

O Programa REXUS é um projecto conjunto entre a Corporação Espacial Sueca SSC, ESRANGE, e a MRB (*Mobile Rocket Base* – Moraba) do Centro Aeroespacial Alemão DLR, levado a cabo pela EUROLAUNCH. Metade da capacidade de carga está reservada para estudantes alemães, enquanto que a outra metade foi disponibilizada para estudantes de outros países europeus através de uma colaboração com a *ESA Education*. O Programa REXUS é considerado um programa anual.

O REXUS-9 executou um voo de 11 minutos e aterrou a 40 km a Norte de Esrange. As quatro experiências a bordo testaram novos sistemas técnicos desenvolvidos por estudantes europeus. As experiências a bordo eram a REMUS, SPONGE, EXPLORE e TELESCOBE. A REMUS (Universidade de Estugarda, Alemanha) pretende desenvolver um sistema que permita medições *in-situ* da espessura de escudos térmicos ablativos de veículos de reentrada por meios de monitorização das propriedades eléctricas dos materiais. O teste decorreu durante a reentrada atmosférica do REXUS para assim provar a aplicabilidade do sistema em futuros materiais ablativos de sistemas de protecção térmica. A SPONGE (Universidade de Pádua, Itália) consistiu num dispositivo de gestão de propolente que é um componente que pretende controlar o seu comportamento em tanques durante condições de microgravidade. O principal objectivo da experiência é a utilização dos seus dados para validar o código numérico que está actualmente em implementação, a partir do OpenFOAM, que é uma ferramenta *open source* de volume de fluído que pode ser actualizada e modificada pelo utilizador. A experiência EXPLORE (Universidade de Estugarda e Universidade de Offenburg, Alemanha) tem como objectivo a investigação de tecnologias e processos para actividades de reabastecimento orbital através de experiências de microgravidade. A TELESCOBE (Instituto de Tecnologia de Dublin, Irlanda) tem como objectivo desenhar, construir e testar um sistema telescópico capaz de ser utilizado em sondas E-Field e de Langmuir para utilização em pesquisa atmosférica.

23 de Fevereiro – REXUS-10 Improved Orion

Às 1000UTC do dia 23 de Fevereiro foi lançada a missão REXUS-10 por um foguetão-sonda Improved Orion (imagem na página seguinte). O lançamento teve lugar desde o Centro Espacial de Esrange, Kiruna – Suécia, e atingiu uma altitude de 82 km.

O REXUS-10 executou um voo de 14 minutos e aterrou a 40 km a Norte de Esrange. As quatro experiências a bordo testaram novos sistemas técnicos desenvolvidos por estudantes europeus. As experiências a bordo eram a SQUID, M-BEAM, FOCUS e GAGa. A experiência SQUID '*Spinning Quad Ionospheric Deployer*' (Universidade Técnica de Munique, Alemanha) tem como objectivo o

desenho, implementação e teste em voo de uma versão em miniatura de um sistema denominado SCALE para medições de campo eléctrico. O sistema foi implementado no SQUID e consistiu de duas partes: a unidade *Rocket Mounted Unit* (RMU) e a unidade *Free Flying Unit* (FFU). O M-BEAM (faculdade Tecnológica de Mössingerstrasse, Áustria) tem como objectivo criar um motor DC para microgravidade. O objectivo desta experiência é conseguido por um sistema de rolamentos magnéticos para estabilização do rotor que é composto de componentes activos e passivos. Este motor trabalha livre de contactos entre o rotor e o sistema fixo devido a rolamentos magnéticos que impedem qualquer fricção nos componentes. Tendo resultados satisfatórios a tecnologia pode ser incorporada em futuros giroscópios ou rodas de reacção. A experiência FOCUS (Universidade Técnica de Munique) teve como objectivo a investigação de novos conceitos de fabrico de estruturas espaciais. A experiência GAGA (Universidade de Magdeburgo, Alemanha) teve como objectivo explorar um gás anisotrópico granular.

1 de Março – Trident-II D5

Às 2100UTC do dia 1 de Março a Marinha dos Estados Unidos levou a cabo com sucesso o teste de um míssil Trident-II D5 (imagem em baixo). O lançamento foi levado a cabo a partir do submarino USS Nevada que na altura navegada a Sul da costa da Califórnia. Este foi o 135º teste de um míssil deste tipo.

2 de Março – Juno PTV

A *Orbital Sciences Corporation* (OSC) anunciou o lançamento às 1340UTC do dia 2 de Março de um míssil PTV (*Patriot Target Vaehicle*) ao abrigo de um contrato com o Directorado de Testes e Desenvolvimento Espacial do Centro de Mísseis e Sistemas Espaciais da Força Aérea dos Estados Unidos. O PTV serviu como alvo de intercepção para o sistema de defesa *Lower Tier Project Office Patriot Defence System*.

O lançamento do PTV ocorreu desde o Complexo de Lançamento LC-96 de Fort Wingate localizado no White Sands Missile Range (WSMR), Novo México. O míssil percorreu uma trajectória em direcção a Sul e foi interceptado pelo sistema de melhoria *Patriot Missile Segment Enhancement* (MSE) durante a reentrada atmosférica. Este PTV, denominado 'Juno', foi o segundo de dois alvos contratados à OSC em apoio do programa de teste e avaliação do sistema Patriot.

6 de Março – Teste de intercepção indiano

O sistema de defesa de mísseis balísticos da Índia foi testado com sucesso a 6 de Março junto à costa de Orissa. Às 1502UTC foi lançado desde o Complexo de Lançamento LC-III de Chandipur, um míssil alvo simulando um míssil balístico inimigo. A rede de localização e seguimento composta por sensores e radares multifunções de longo alcance posicionados em diferentes localidades, detectaram e identificaram o míssil. Pelas 1507UTC foi lançado desde a Ilha de Wheeler um míssil interceptor que atingiu o alvo a uma altitude de 16 km.

15 de Março – Kavoshgar-4

O Irão testou com sucesso uma cápsula biológica a 15 de Março com o lançamento da missão suborbital Kavoshgar-4 (imagem em baixo).

O veículo terá atingido uma altitude de 120 km e aterrou por pára-quedas a 300 km do local de lançamento.

Os objectivos da missão foram o teste da performance do sistema, incluindo o foguetão lançador, motores, e sistemas electrónicos e de telemetria da carga (imagem ao lado), além dos procedimentos de separação, reentrada e sistemas de aterragem (imagem em baixo). Segundo fontes iranianas um futuro lançamento deverá incluir um primata a bordo.

16 de Março – ARAV-B Terrier-Oriole

O lançamento de um foguetão-sonda Terrier-Oriole com o alvo ARAV-B a partir de Kauai, Havai, serviu como alvo para os satélites STSS em órbita testarem o sistema de detecção de infravermelhos. O sensor de aquisição de alvo num dos satélites detectou o veículo em voo e depois um sensor guiado seguiu o ARAV-B. Os dados foram depois enviados para o outro satélite que continuou a observar o alvo à medida que viajava no espaço, durante a fase de reentrada e posteriormente a sua queda no oceano.

29 de Março – TEXUS-49 VSB-30

Um foguetão-sonda VSB-30 lavou a cabo o lançamento da missão TEXUS-49 às 0501UTC do dia 29 de Março a partir de Esrange, Suécia (Imagem na página seguinte). O veículo, transportando quatro experiências alemãs para pesquisa médica e de materiais, atingiu uma altitude de 268 km. As experiências permaneceram cerca de seis minutos em condições de microgravidade num voo de 20 minutos.

A bordo encontravam-se as experiências EML, TRACE+ e SITI-1. A EML (*Elektromagnetische Levitationsanlage*) levou a cabo duas experiências para testar as propriedades termofísicas e comportamento de solidificação de ligas metálicas. Uma das experiências analisou uma liga de alumínio – níquel utilizada em aviação e outros sistemas de transportes, enquanto outra experiência analisou uma liga de níquel – tântalo com partículas cerâmicas. A experiência TRACE+ (*Transparent Alloys for Columnar Equiaxed Solidification*) investigou os processos e estruturas envolvidas na solidificação de ligas metálicas ao se analisar o comportamento de uma mistura de substâncias orgânicas com um processo de solidificação semelhante ao de um metal líquido. A experiência médico-biológica SITI-1 estudou os mecanismos que levam a distúrbios no sistema imunitário quando sujeitos a um ambiente de microgravidade.

Cronologia Astronáutica (LXVI)

Por Manuel Montes

-Abril de 1947: A NACA lança desde Wallops o primeiro exemplar do foguetão-sonda Deacon.

-Abril de 1947: Apesar de não ter sido aprovado, Korolev congela como válido o desenho do R-2, o míssil que duplicará a capacidade do R-1.

-1 de Abril de 1947: É oficialmente anunciada a criação do *Long Range Weapons Establishment* de Woomera, Austrália, um programa conjunto entre este país e a Grã-Bretanha. O polígono servirá para ensaiar o alcance dos mísseis britânicos.

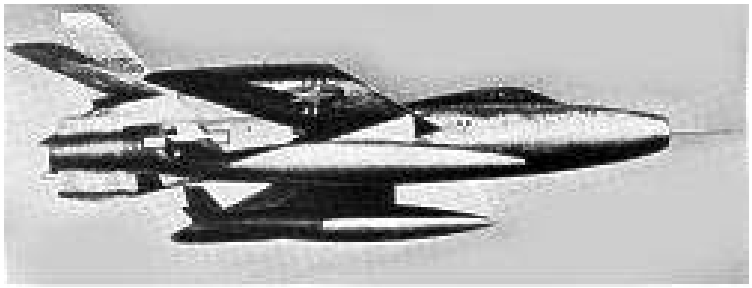
-1 de Abril de 1947: É lançado desde White Sands a V-2 número 22. Alcança 119 km de altitude. Terá um grande êxito na investigação das radiações cósmicas e solares, apesar de que a cápsula superior não é recuperada.

-9 de Abril de 1947: A V-2 número 23 repete a missão da sua antecessora. Nesta ocasião, o cone dianteiro é separado mediante um sistema pirotécnico e pode ser recuperado. Alcança cerca de 102 km de altitude.

-14 de Abril de 1947: Korolev reúne-se pessoalmente com Estaline para solicitar o desenvolvimento do míssil R-2, mas não consegue a sua aprovação.

-17 de Abril de 1947: A V-2 número 24 parte desde White Sands para realizar testes de pressão sobre as peças de um ramjet supersónico. Alcança 142 km de altitude e Mach 4, mas o veículo desenvolve uma rotação sobre si mesmo aos 57 segundos do lançamento.

-24 de Abril de 1947: O Governo francês autoriza a abertura de um polígono de testes de mísseis em Colomb Bechar, Argélia.



-25 de Abril de 1947: Engenheiros do centro Langley lançam desde Wallops uma maqueta de avião impulsionada por foguetões (AF XF-91). O objectivo é medir o seu comportamento e rendimento.

-15 de Maio de 1947: A V-2 número 26 (voo 24 do programa) alcança os 135 km de altitude. Porém, tem problemas no controlo de direcção e acaba por explodir aos 64 segundos. Isto impede de levar a cabo a sua missão de estudo dos raios solares e cósmicos.

-22 de Maio de 1947: O desenvolvimento do míssil do Exército chamado Corporal-E culmina com um primeiro lançamento desde White Sands. O Corporal-E tem quase 12 metros de comprimento e 76 cm de diâmetro. Pesa no lançamento 5.312 kg e o seu motor desenvolve um impulso de 89 kN. O C-E1, o primeiro míssil terra – terra desenhado e construído exclusivamente pelos Estados Unidos, despega com êxito. Fará una dezena de voos de ensaio. Trata-se de um míssil guiado por radar, capaz de transportar uma carga explosiva.

-29 de Maio de 1947: O programa Hermes começa a utilizar as V-2 para testar novas tecnologias, como um sistema de propulsão ramjet desenvolvido pelo grupo de von Braun. A primeira V-2 modificada para este papel (Hermes B-1 número 0, programa Hermes II) incorpora aletas de estabilização novas e um cone dianteiro ao qual se juntaram pequenas aletas simuladas para reproduzir a configuração do sistema ramjet RTV-A-6 (Organ) que se instalará no futuro como segunda etapa. O programa Hermes II não pretende ser uma arma senão

somente um protótipo de futuros mísseis de maior alcance e carga útil. A combinação míssil/ramjet é a única solução conhecida do problema de altas velocidades, em missões de mais de 1.127 km de distância, devido a que, para além disso, ninguém conhece como fabricar ogivas que resistam ao atrito e às temperaturas a que são submetidas. Definido o ramjet como o caminho a seguir, o Hermes II ocupar-se-á de conseguir informação aerodinâmica e de outro tipo para a construção dos mísseis que incorporarão este desenho. O objectivo será colocar a V-2 a 5.794 km/h e a 20 km de altitude, a partir da qual os ramjet começarão a actuar até chegar aos 969 metros por segundo. O primeiro Hermes B-1 despega desde White Sands mas uma falha num giroscópio envia-o para o México. Após alcançar 79 km de altitude, despenha-se a 2 km da cidade de Juárez. Com este acidente põe-se em manifesto o perigo de que algum dia um dos lançamentos afecte uma zona habitada, de modo que se paralisam as missões até que se encontre uma forma de resolver esta questão. A partir de então serão utilizados radares de seguimento que calcularão continuamente a trajectória. Se se produz algum desvio, será destruída a máquina. Além do mais, este episódio obriga à procura de outro polígono de ensaio mais apto. Será encontrado na Florida, e se chamará Cabo Canaveral.

-4 de Junho de 1947: Grottrup propõe oficialmente ao director do NII-88 uma melhoria do R-1 chamada G-1 (posteriormente R-10). Korolev opõe-se inicialmente ao projecto, já que compete com o seu R-2. A 25 de Setembro, será apresentado o plano preliminar de desenvolvimento do G-1.

-12 de Junho de 1947: É lançado o último WAC Corporal-B (19). Alcança 60 km de altitude e ensaia um novo pára-quedas de cabo de seda.

-20 de Junho de 1947: O Coronel Holger Toftoy autoriza a *Army Ordnance* para que se coloque em andamento o programa Bumper. Este consistirá na colocação de um míssil WAC Corporal de 318 kg sobre uma V-2 convencional, criando assim um vector de duas etapas. Com 17,7 metros de altura, o míssil Bumper servirá como banco de ensaio do conceito multi-etapa, necessário para lograr maiores distâncias e velocidades. A necessidade da separação entre as duas etapas e a ignição em voo da segunda, requer um intenso calendário de ensaios.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página "*Terra*".

Estatísticas do Voo Espacial tripulado

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev (Soyuz TM-7; Soyuz TM-12; STS-60; STS-80; Soyuz TM-31; Soyuz TMA-6)
Tempo total de voo: 803d 09h 33m 29s

Alexander Yurievich Kaleri (Soyuz TM-14; Soyuz TM-24; Soyuz TM-30; Soyuz TMA-3; Soyuz TMA-01M)
Tempo total de voo: 769d 06h 35m 02s

Sergei Vasilyevich Avdeyev (Soyuz TM-15; Soyuz TM-22; Soyuz TM-28)
Tempo total de voo: 747d 14h 14m 11s – 14 de Fevereiro de 2003

Valeri Vladimirovich Polyakov (Soyuz TM-6; Soyuz TM-18)
Tempo Total de voo: 678d 16h 33m 36s – 1 de Junho de 1995

Anatoli Yakovlevich Solovyov (Soyuz TM-5; Soyuz TM-9; Soyuz TM-15; STS-71; Soyuz TM-26)
Tempo total de voo: 651d 00h 02m 00s – 2 de Fevereiro de 1999

Gennadi Ivanovich Padalka (Soyuz TM-28, TMA-4, TMA-14)
Tempo total de voo: 585d 06h 29m 54s

Victor Mikhailovich Afanasyev (Soyuz TM-11; Soyuz TM-18; Soyuz TM-29; Soyuz TM-33)
Tempo total de voo: 555d 18h 28m 48s – 17 de Abril de 2006

Yuri Vladimirovich Usachyov (Soyuz TM-18; Soyuz TM-23; STS-101; STS-102)
Tempo total de voo: 552d 22h 19m 12S – 5 de Abril de 2004

Musa Khiramanovich Manarov (Soyuz TM-4; Soyuz TM-11)
Tempo total de voo: 541d 00h 28m 48s – 23 de Julho de 1992

Yuri Ivanovich Malenchenko (Soyuz TM-19; STS-106; Soyuz TMA-2; Soyuz TMA-11)
Tempo total de voo: 512d 23h 58m 10s

As datas após o 'Tempo total de voo' indicam a altura em que deixou o activo.

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov 437d 16h 48m 00s Soyuz TM-18 (Mir EO-15/16/17)
De 8 de Janeiro de 1994 (Soyuz TM-18) a 22 de Março de 1995 (Soyuz TM-20)
Sergei Vasilyevich Avdeyev 379d 14h 24m 00s Soyuz TM-28 (Mir EO-26/27)
De 13 de Agosto de 1998 (Soyuz TM-28) a 28 de Agosto de 1999 (Soyuz TM-29)
Musa Khiramanovich Manarov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Vladimir Georgievich Titov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Yuri Viktorovich Romanenko 326d 12h 00m 00s Soyuz TM-2 (Mir EO-2/3)
De 5 de Fevereiro de 1987 (Soyuz TM-2)a 29 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-3)
Sergei Konstantinovich Krikalev 311d 19h 12m 00s Soyuz TM-12 (Mir EO-9/10)
De 18 de Maio de 1991 (Soyuz TM-12) a 25 de Março de 1992 (Soyuz TM-13)
Valeri Vladimirovich Polyakov 240d 21h 36m 00s Soyuz TM-6 (Mir EO-3/4)
De 29 de Agosto de 1988 (Soyuz TM-6) a 27 de Abril de 1989 (Soyuz TM-7)
Leonid Denisovich Kizim 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Vladimir Alexeievich Solovyov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Oleg Yurievich Atkov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s	Vostok-2
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s	Shenzhou-5
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s	MR-4 Literty Bell-7
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s	MA-7 Aurora-7
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s	Vostok-1
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	69h 42m – 14
Michael Eladio Lopez-Alegria	67h 40m – 10
Jerry Lynn Ross	58h 32m – 9
John Mace Grunsfeld	58h 30m – 8
Steven Lee Smith	49h 48m – 7
Scott Eduard Parazynski	47h 05m – 7
Joseph Richard Tanner	46h 29m – 7
Robert Lee Curbeam	45h 34m – 7
Nikolai Mikhailovich Budarin	44h 25m – 9
Douglas harry Wheelock	43h 30m – 6
James Hansen Newman	43h 01m – 6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	519
Segundo a USAF	525
Cosmonautas e Astronautas em órbita	516

Número de cosmonautas e astronautas por país em órbita (segundo a Federação Astronáutica Internacional)

Rússia	108	
Estados Unidos	331	
Checoslováquia	1	
Polónia	1	
Alemanha	10	
Bulgária	2	
Hungria	1	
Vietname	1	
Cuba	1	
Mongólia	1	
Roménia	1	
França	9	
Índia	1	
Canadá	9	
Arábia Saudita	1	
Holanda	2	
México	1	
Síria	1	
Afeganistão	1	
Japão	8	
Reino Unido	1	
Áustria	1	
Bélgica	2	
Suíça	1	
Itália	5	
Ucrânia	1	
Espanha	1	
Eslováquia	1	
África do Sul	1	
Israel	1	
China	6	
Brasil	1	
Suécia	1	
Malásia	1	
Coreia do Sul	1	

TOTAL – 517

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newton). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\mathrm{kgf}}/_{(\mathrm{kg/s})}\right) = \mathrm{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermédias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sai longitude, pois a latitude é sempre 0º (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90º em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinânica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m}\, dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a|\, dt = |v_1 - v_0|$$

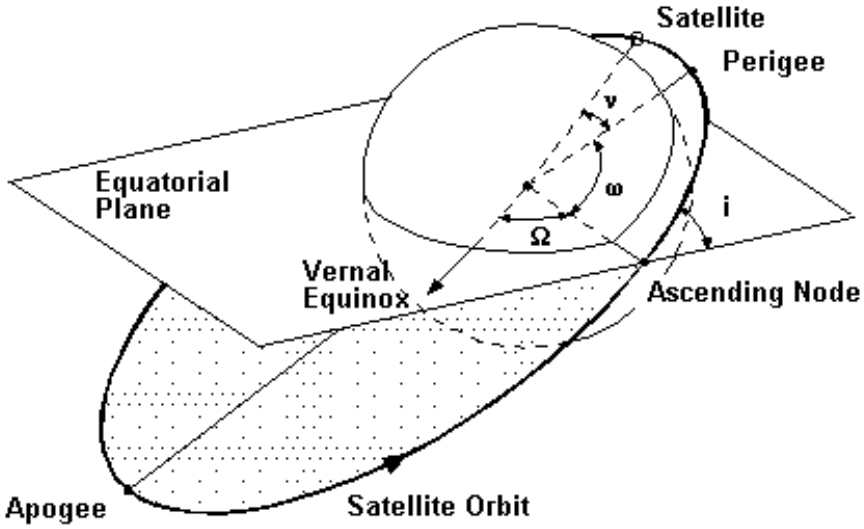
, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

Nodos ascendente e descendente da órbita: são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. Nodo ascendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. Nodo descendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A "linha dos nodos" é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.



Inclinação (I): ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0º correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90º correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois pólos. Órbitas com inclinação entre 0º e 90º rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Este) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90º rodam no sentido contrário à Terra (Este - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50º e menores que 130º correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40º correspondem a órbitas próximas ao Equador.

Ascensão recta do nodo ascendente (*Right Ascension of Ascending Node* - RAAN - Ω): ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.

Argumento do perigeu (*Argument of perigee* - ϖ): é o ângulo medido no plano orbital, na direcção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Varia entre 0° e 360°, sendo igual a 0º quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180º quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação ***I*** e a ascensão recta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.

Excentricidade: determina a forma da elipse orbital. Círculo: Excentricidade = 0; Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.

Movimentação média (*Mean motion* - n): velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2.\pi /T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).

Anomalia média (*Mean anomaly* - M): especificação da posição do satélite na órbita numa dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direcção do movimento do satélite, que um satélite teria se se movesse em velocidade angular constante.

Anomalia verdadeira: ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direcção do movimento do satélite.

Elementos keplerianos: descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): argumento do perigeu, ascensão recta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.

Perturbações: existem os seguintes tipos de perturbações: **Geopotencial** - devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital; **Atracão lunissolar -** devido às acções atractivas do Sol e da Lua; afecta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, consequentemente, afectando o tempo de vida do satélite; **Arrasto (atrito) atmosférico -** devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.